



UNIVERSITÀ DI PISA

Scuola di Ingegneria

Corso di laurea specialistica in Ingegneria Aerospaziale

PROGETTO DI COSTRUZIONI AERONAUTICHE



Studenti:

Francesca Rinaldi

Sigla gruppo: 17111

Sigla specifica: 17023

Indice dei contenuti

Capitolo 1 - Introduzione

1.1 Scopo del progetto.....	1
1.1.1 PROGETTO CONCETTUALE	1
1.1.2 DIMENSIONAMENTO DI MASSIMA DEL CASSONE ALARE.....	2
1.2 Specifica di progetto.....	2
1.3 Definizione della missione di progetto	3
1.4 Velivolo di riferimento	4

Parte I – Progetto concettuale di un velivolo da trasporto passeggeri

Capitolo 2 - Dimensionamento della fusoliera

2.1 Configurazione della fusoliera	5
2.2 Dimensionamento del vano merci	7
2.3 Volume Limited Payload	9

Capitolo 3 - Valutazione preliminare del peso al decollo

3.1 Introduzione.....	10
3.1.1 SCELTE PROGETTUALI.....	11
3.2 Modello dei pesi strutturali	12
3.3 Modello delle prestazioni.....	12
3.4 Risultati procedura.....	15

Capitolo 4 - Progetto Configurazione di Alta Velocità

4.1 Introduzione.....	16
4.2 Modello geometria ed aerodinamica.....	18
4.2.1 CALCOLO DELLA GEOMETRIA DELL'ALA	19
4.2.2 DIMENSIONAMENTO DEGLI IMPENNAGGI.....	22
4.2.3 INTEGRAZIONE DELL'IMPIANTO PROPULSIVO	23
4.2.4 CALCOLO DELLE SUPERFICI BAGNATE DEL VELIVOLO.....	25
4.2.5 COEFFICIENTI DI RESISTENZA.....	27
4.3 Modello dei pesi strutturali	31
4.4 Modello delle prestazioni.....	33

4.5 Analisi della procedura	35
-----------------------------------	----

Capitolo 5 - Verifiche di Progetto

5.1 Introduzione.....	45
5.2 Verifiche di alta velocità	45
5.2.1 VERIFICA DELLA CAPACITÀ DEI SERBATOI	45
5.2.2 VERIFICA DELLA SPINTA INSTALLATA IN CROCIERA	46
5.2.3 VERIFICA DELL'ANGOLO DI FRECCIA.....	46
5.2.4 VERIFICA DELLA SCALATURA DEL MOTORE	47
5.3 Verifiche di bassa velocità	47
5.3.1 MANOVRA DI DECOLLO	47
5.3.2 VERIFICA DI ATTERRAGGIO	52
5.3.3 VERIFICHE DEI REQUISITI DI BASSA VELOCITÀ	56

Capitolo 6 - Scelta della configurazione

6.1 Costi operativi diretti	65
6.1.1 COSTI ANNUALI	66
6.1.2 COSTI DI VOLO.....	66
6.1.3 COSTI DI MANUTENZIONE	67
6.2 Scelta della configurazione ottimale	68
6.3 Caratteristiche della configurazione vincente.....	69
6.4 Analisi dei costi per la configurazione scelta	75

Capitolo 7 - Analisi della configurazione scelta

7.1 Introduzione.....	79
7.2 Centraggio	79
7.2.1 GRUPPO FUSOLIERA	80
7.2.2 GRUPPO ALA.....	81
7.2.3 ESCURSIONE DEL BARICENTRO.....	83
7.3 Posizionamento dei carrelli.....	85
7.4 Analisi di flessibilità.....	89
7.5 Sistema di ipersostentazione.....	90
7.5.1 IPERSOSTENTATORI AL BORDO D'USCITA	91
7.5.2 IPERSOSTENTATORI AL BORDO D'ATTACCO	93
7.5.3 EFFETTO COMBINATO DEGLI IPERSOSTENTATORI	94
7.6 Polare del velivolo.....	96

Parte II – Dimensionamento di massima del cassone alare

Capitolo 8 - Analisi dei carichi

8.1	Introduzione.....	98
8.2	Involuppo di volo.....	98
8.2.1	DIAGRAMMA DI MANOVRA.....	99
8.2.2	DIAGRAMMA DI RAFFICA	100
8.2.3	RISULTATI DELLA PROCEDURA	102
8.3	Distribuzione dei carichi agenti sull'ala.....	104
8.3.1	DEFINIZIONE DELL'ALA TRAPEZIA EQUIVALENTE.....	104
8.3.2	DISTRIBUZIONE DI PORTANZA	105
8.3.3	DISTRIBUZIONE DELLA MASSA STRUTTURALE	107
8.3.4	DISTRIBUZIONE DELLA MASSA DEL CARBURANTE.....	108
8.3.5	CARICHI CONCENTRATI	108
8.3.6	DIAGRAMMI DI CARICO	108
8.4	Caratteristiche della sollecitazione	112
8.5	Scelta della condizione di progetto.....	115

Capitolo 9 - Dimensionamento pannello dorsale

9.1	Introduzione.....	117
9.2	Geometria del pannello irrigidito	118
9.2.1	CORRENTI A Z	118
9.2.2	CORRENTI INTEGRALI.....	119
9.3	Materiale per il dimensionamento	119
9.4	Procedura di dimensionamento	121
9.4.1	TENSIONE DI LAVORO.....	121
9.4.2	TENSIONE DI INSTABILITÀ EULERIANA O GLOBALE	122
9.4.3	TENSIONE DI INSTABILITÀ LOCALE	122
9.4.4	CRITERIO DI GERARD.....	122
9.4.5	DIMENSIONAMENTO AD EFFICIENZA STRUTTURALE MASSIMA	123
9.4.6	DIMENSIONAMENTO A PASSO COSTANTE	127

Capitolo 10 - Dimensionamento pannello ventrale

10.1	Introduzione.....	131
10.2	Progetto a durability	131
10.2.1	DETERMINAZIONE DELLO SPETTRO DI CARICO	132
10.2.2	STIMA DEL DANNEGGIAMENTO DELLA STRUTTURA.....	141

10.3 Progetto a <i>Damage Tolerance</i>	148
10.3.1 SCELTE PROGETTUALI PER LA PROCEDURA	150
10.3.2 PROCEDURA DI CALCOLO.....	151
10.3.3 RISULTATI DELLA PROCEDURA	152

Elenco delle figure

<i>Figura 1.1 Schema della missione</i>	3
<i>Figura 2.1 Dimensioni caratteristiche del velivolo da progettare</i>	6
<i>Figura 2.2 Sezione della fusoliera</i>	6
<i>Figura 2.3 Disposizione posti dei passeggeri</i>	6
<i>Figura 2.4 Esempio di allestimento della fusoliera.....</i>	7
<i>Figura 2.5 Dimensioni vano merci Airbus A330-300</i>	7
<i>Figura 2.6 Configurazione finale del velivolo</i>	8
<i>Figura 3.1 Ciclo di dimensionamento preliminare.....</i>	10
<i>Figura 3.2 Stima dell'efficienza massima</i>	11
<i>Figura 3.3 Stima della superficie bagnata.....</i>	12
<i>Figura 3.4 Fasi della missione di riferimento.....</i>	13
<i>Figura 3.5 Peso preliminare al decollo</i>	15
<i>Figura 4.1 Ciclo di alta velocità</i>	16
<i>Figura 4.2 Profilo di riferimento per lo spessore percentuale</i>	17
<i>Figura 4.3 Ciclo iterativo per la superficie di minima resistenza</i>	18
<i>Figura 4.4 Parametri della geometria dell'ala</i>	20
<i>Figura 4.5 Dimensionamento impennaggi</i>	22
<i>Figura 4.6 Dimensionamento impennaggi</i>	23
<i>Figura 4.7 Dimensionamento delle gondole motori</i>	25
<i>Figura 4.8 Andamento lineare della funzione ndep</i>	26
<i>Figura 4.9 Andamento dei coefficienti C1 e C2.....</i>	31
<i>Figura 4.10 Modello NASA.....</i>	31
<i>Figura 4.11 Fasi della missione di progetto</i>	33
<i>Figura 4.12 Peso al decollo</i>	36
<i>Figura 4.13 Peso del combustibile</i>	37
<i>Figura 4.14 Peso a vuoto operativo</i>	38

Figura 4.15 Coefficiente di resistenza parassita.....	39
Figura 4.16 Fattore di Oswald	40
Figura 4.17 Coefficiente di portanza	41
Figura 4.18 Carico alare.....	42
Figura 4.19 Apertura alare	43
Figura 4.20 Angolo di freccia.....	44
Figura 5.1 Schema della manovra di decollo	48
Figura 5.2 Relazione tra il BFL e il TOP	50
Figura 5.3 Andamento della curva spinta-peso	51
Figura 5.4 Schema della manovra di atterraggio	53
Figura 6.1 Forma in pianta del velivolo	75
Figura 6.2 Diagramma Manufacturers' Study Price	76
Figura 7.1 Baricentro della fusoliera (solo struttura allestita)	80
Figura 7.2 Baricentri degli impennaggi.....	81
Figura 7.3 Baricentro dell'ala	81
Figura 7.4 Posizionamento Carrelli	82
Figura 7.5 Baricentro dei motori con le rispettive gondole	82
Figura 7.6 Posizione del baricentro nei serbatoi	83
Figura 7.7 Escursione del baricentro nelle 4 condizioni operative	84
Figura 7.8 Sequenze per l'imbarco dei passeggeri	84
Figura 7.9 Escursione del baricentro durante l'imbarco dei passeggeri	85
Figura 7.10 Vincolo di rotazione longitudinale	86
Figura 7.11 Vincolo sul piano laterale	87
Figura 7.12 Carichi agenti sui carrelli	87
Figura 7.13 Angolo di turn-over.....	88
Figura 7.14 Diagramma di flessibilità	90
Figura 7.15 Geometria dell'ala.....	93
Figura 7.16 Effetto del numero di Mach sulla resistenza	97

Figura 7.17 Effetto del numero di mach sulla forma della polare	97
Figura 8.1 Diagramma di manovra	99
Figura 8.2 Diagramma di raffica.....	101
Figura 8.3 Andamento della Ude al variare della quota.....	101
Figura 8.4 Inviluppo di volo per la fase di decollo	102
Figura 8.5 Inviluppo di volo per la fase di crociera.....	103
Figura 8.6 Inviluppo di volo per la fase di atterraggio.....	103
Figura 8.7 Geometria dell'ala equivalente	105
Figura 8.8 Andamento tipico di $Cl\eta$ e di $Cl\eta c\eta$	107
Figura 8.9 Distribuzione dei carichi al decollo a VA o VB.....	109
Figura 8.10 Distribuzione dei carichi al decollo a VD	109
Figura 8.11 Distribuzione dei carichi al decollo a VC	109
Figura 8.12 Distribuzione di carico per la crociera a VA o VB	110
Figura 8.13 Distribuzione di carico per la crociera a VC	110
Figura 8.14 Distribuzione di carico per la crociera a VD	110
Figura 8.15 Distribuzione di carico per l'atterraggio a VA o VB	111
Figura 8.16 Distribuzione di carico per l'atterraggio a VC	111
Figura 8.17 Distribuzione di carico per l'atterraggio a VD	111
Figura 8.18 Taglio e momento per il decollo a VA o VB	112
Figura 8.19 Taglio e momento per il decollo a VC	112
Figura 8.20 Taglio e momento per il decollo a VD	113
Figura 8.21 Taglio e momento per la crociera a VA o VB	113
Figura 8.22 Taglio e momento per la crociera a VC	113
Figura 8.23 Taglio e momento per la crociera a VD	114
Figura 8.24 Taglio e momento per l'atterraggio a VA o VB	114
Figura 8.25 Taglio e momento per l'atterraggio a VC	114
Figura 8.26 Taglio e momento per l'atterraggio a VD	115
Figura 9.1 Geometria del pannello irrigidito	117
Figura 9.2 Pannello irrigidito con correnti a Z	118

Figura 9.3 Pannello irrigidito con correnti integrali	119
Figura 9.4 Grafici delle caratteristiche del materiale	120
Figura 9.5 Andamento di α per i correnti a Z ed integrali.....	123
Figura 9.6 Procedura iterativa per il dimensionamento a massima efficienza strutturale	125
Figura 9.7 Soluzione ad α_{max} nella sezione al 50% per un corrente a Z	126
Figura 9.8 Soluzione ad α_{max} nella sezione al 60% per corrente a Z.....	126
Figura 9.9 Soluzione ad α_{max} nella sezione al 50% corrente integrale	126
Figura 9.10 Soluzione ad α_{max} nella sezione al 60% corrente integrale	127
Figura 9.11 Procedura iterativa per il dimensionamento a passo costante.....	128
Figura 9.12 Soluzione a $b=cost$ nella sezione al 50% per correnti a Z	129
Figura 9.13 Soluzione a $b=cost$ nella sezione al 60% per correnti a Z	129
Figura 9.14 Soluzione a $b=cost$ nella sezione al 50% per correnti integrali.....	129
Figura 9.15 Soluzione a $b=cost$ nella sezione al 60% per correnti integrali.....	130
Figura 10.1 Eccedenze percorse in funzione di Ude	133
Figura 10.2 Eccedenze di volo in funzione della variazione del fattore di carico.....	137
Figura 10.3 Diagramma $\sigma_{max} - n$ sezione al 50%	140
Figura 10.4 Diagramma $\sigma_{max} - n$ sezione al 60%	141
Figura 10.5 Scomposizione del problema principale	149
Figura 10.6 Geometria del corrente a Z per la sezione al 50%	153
Figura 10.7 Andamento del C_R e di L_s in funzione di a	154
Figura 10.8 Verifica del soddisfacimento della funzione di crack stopper	154
Figura 10.9 Geometria del corrente a J per la sezione al 50%	155
Figura 10.10 Andamento del C_R e di L_s in funzione di a	156
Figura 10.11 Verifica del soddisfacimento della funzione di crack stopper	156
Figura 10.12 Geometria del corrente a Z per la sezione al 60%	157
Figura 10.13 Andamento del C_R e di L_s in funzione di a	158
Figura 10.14 Verifica del soddisfacimento della funzione di crack stopper	158
Figura 10.15 Geometria del corrente a J per la sezione al 60%	159
Figura 10.16 Andamento del C_R e di L_s in funzione di a	160

Elenco delle tabelle

Tabella 1.1 Dati specifica di progetto	2
Tabella 1.2 Dettagli della missione	3
Tabella 1.3 Caratteristiche Airbus 330-300.....	4
Tabella 2.1 Dimensioni della fusoliera del velivolo da progettare.....	5
Tabella 2.2 Caratteristiche Containers.....	7
Tabella 2.3 Dimensioni delle stive e numero dei containers	8
Tabella 3.1 Frazioni in peso	13
Tabella 4.1 Variazione dei parametri di progetto	17
Tabella 4.2 Caratteristiche del motore GE 90-85 B	24
Tabella 4.3 Frazioni in peso per le diverse fasi di volo	34
Tabella 5.1 Requisiti per la fase di go around	54
Tabella 5.2 Configurazioni del velivolo.....	64
Tabella 6.1 Configurazioni che hanno superato i requisiti di alta e bassa velocità.....	69
Tabella 6.2 Parametri di progetto.....	70
Tabella 6.3 Caratteristiche geometriche e ponderali	70
Tabella 6.4 Parametri aerodinamici	70
Tabella 6.5 Dimensionamento della fusoliera	71
Tabella 6.6 Geometria dell'ala.....	72
Tabella 6.7 Impennaggio orizzontale	72
Tabella 6.8 Impennaggio verticale	72
Tabella 6.9 Motori.....	73
Tabella 6.10 Gondole motori	73
Tabella 6.11 Piloni	73
Tabella 6.12 Pesi dei singoli componenti	74
Tabella 6.13 Costi di proprietà, di volo e di manutenzione per ore di volo	78

Tabella 7.1 Risultati delle verifiche	88
Tabella 7.2 Tratte caratteristiche	89
Tabella 7.3 Caratteristiche del profilo di riferimento	91
Tabella 7.4 Scelte progettuali per i vari tipi di ipersostentatori di bordo d'uscita.....	92
Tabella 7.5 Effetti degli ipersostentatori di bordo d'uscita per il profilo alare pulito	92
Tabella 7.6 Scelte progettuali per i vari tipi di ipersostentatori al bordo d'attacco	93
Tabella 7.7 Effetti degli ipersostentatori di bordo d'attacco per il profilo alare pulito.....	93
Tabella 7.8 Effetti degli ipersostentatori per il profilo alare pulito	94
Tabella 7.9 Effetto combinato degli ipersostentatori per l'ala isolata.....	94
Tabella 7.10 Effetto combinato degli ipersostentatori per il velivolo completo	95
Tabella 8.1 Momento flettente nelle due sezioni considerate	115
Tabella 8.2 Dati della configurazione più gravosa.....	116
Tabella 9.1 Proprietà meccaniche della lega Al 7075-T6	120
Tabella 9.2 Parametri geometrici e valore di α ottimali.....	124
Tabella 10.1 Condizioni di volo relative ai quattro punti considerati	132
Tabella 10.2 Risultati relativi ai carichi dovuti alle raffiche per la sezione al 50%.....	135
Tabella 10.3 Risultati relativi ai carichi dovuti alle raffiche per la sezione al 60%.....	136
Tabella 10.4 Risultati relativi ai carichi dovuti alle manovre per la sezione al 50%.....	138
Tabella 10.5 Risultati relativi ai carichi dovuti alle manovre per la sezione al 60%.....	139
Tabella 10.6 Danneggiamento totale per la sezione al 50%	146
Tabella 10.7 Danneggiamento totale per la sezione al 60%	148
Tabella 10.8 Dimensioni e caratteristiche del corrente	153
Tabella 10.9 Dimensioni e caratteristiche del corrente	155
Tabella 10.10 Dimensioni e caratteristiche del corrente	157
Tabella 10.11 Dimensioni e caratteristiche del corrente	159

Parte I

**Progetto concettuale di un velivolo
da trasporto passeggeri**

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Scopo del progetto

Il presente documento rappresenta un'analisi preliminare dello studio di un velivolo da trasporto per uso civile, che dovrà rispettare i requisiti contenuti all'interno della specifica di progetto.

Lo studio viene diviso in due parti:

1. Il progetto concettuale;
2. Il dimensionamento di massima del cassone alare.

1.1.1 Progetto concettuale

Nel progetto concettuale si generano una serie di configurazioni di velivoli che vengono ottimizzate per eseguire la missione assegnata, attraverso opportuni parametri di progetto. Ogni configurazione dovrà soddisfare i requisiti di sicurezza e operativi.

La prima parte del progetto concettuale riguarda la definizione dell'architettura della fusoliera, ottenuta da quella del velivolo di riferimento e tale da accogliere i passeggeri richiesti da specifica. Questa architettura, una volta definita, viene fissata per tutte le configurazioni.

Nel ciclo preliminare e nel progetto di alta velocità si calcola, tramite processi iterativi, il peso, l'aerodinamica, la geometria e le prestazioni di ogni configurazione. Le configurazioni ottenute da questo ciclo verranno verificate e scartate nel caso in cui non rispettino i requisiti necessari ad ottenere il certificato di aeronavigabilità.

La configurazione di ottimo verrà scelta attraverso la stima dei costi operativi diretti.

1.1.2 Dimensionamento di massima del cassone alare

Dopo aver concluso la fase di progetto concettuale, si procede al dimensionamento dei pannelli dorsale e ventrale del cassone alare, rispettando i requisiti imposti dai regolamenti. Si esegue una procedura semplificata che prevede:

1. La determinazione dei carichi dovuti alle manovre e alle raffiche;
2. La determinazione dei carichi agenti sul cassone alare, dovuti alle azioni aerodinamiche e alle distribuzioni delle masse;
3. Il dimensionamento del pannello dorsale per le sezioni di progetto;
4. Il dimensionamento del pannello ventrale per le sezioni di progetto.

1.2 Specifica di progetto

Numero Passeggeri [classe singola – pitch: 34 in]	320
Tratta	5750 n.m.
Lunghezza max pista decollo @MTOW, SL	3000 m
Lunghezza max pista atterraggio @MLW, SL	1700 m
Massima velocità di <i>approach</i>	140 kt
<i>Sistema Propulsivo</i>	
Numero motori	2
Posizione motori	Ala
Payload @Max Fuel Load [% of Design Payload]	80
<i>Fusoliera di Riferimento</i>	
Lunghezza [m]	63,6
Altezza [m]	5,64
Larghezza [m]	5,64
Numero posti in classe unica	395
Numero posti affiancati	8
Pitch [in]	32
Tipo di Sezione	<i>Circolare</i>

Tabella 1.1 Dati specifica di progetto

1.3 Definizione della missione di progetto

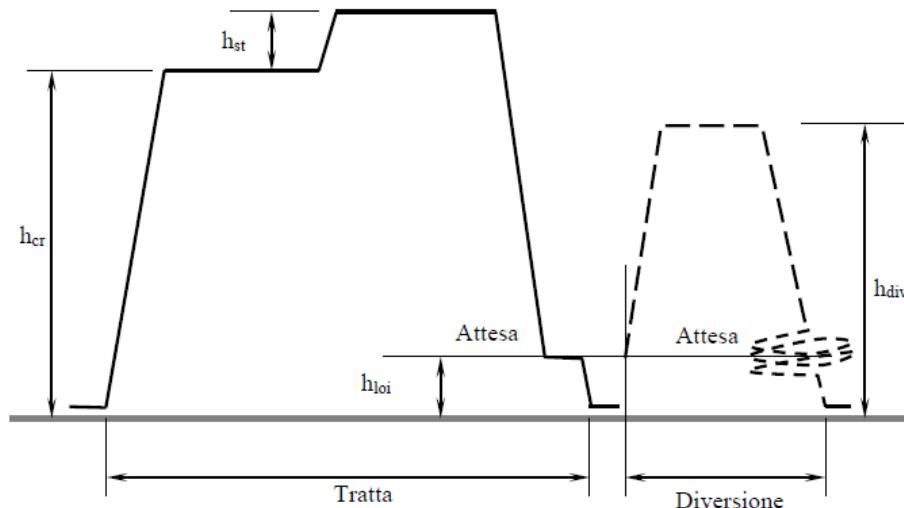


Figura 1.1 Schema della missione

<i>Missione Ordinaria</i>	
Quota di crociera h_{cr} [ft]	25000 ÷ 35000
Numero di step n_{st}	3
Altezza step h_{st}	4000 ft
Quota di attesa ordinaria h_{loi}	1500 ft
Tempo di attesa ordinaria	8 min
<i>Riserve</i>	
Riserva (trip fuel) ¹	5 %
Diversione ²	250 n.m
Quota di diversione h_{div}	30000 ft
Tempo di attesa in diversione ³	30 min
Quota di attesa in diversione $h_{loi,div}$	1500 ft

Tabella 1.2 Dettagli della missione

¹ Calcolato rispetto al carburante totale necessario per effettuare la missione ordinaria.

² Effettuata in modalità crociera (a quota velocità costanti) a Mach = Mach Cruise – 0.2.

³ Effettuata in condizione di volo di massima autonomia oraria.

1.4 Velivolo di riferimento

È stato preso come velivolo di riferimento l'Airbus 330-300. Si tratta di un velivolo bimotore con carico pagante, dimensioni della fusoliera e prestazioni simili alla specifica di progetto. Nella Tabella 1.3 sono riportate le principali caratteristiche del velivolo in questione.

Numero passeggeri	295 (<i>in 3 classi</i>) 335 (<i>in 2 classi</i>)
Lunghezza	63,6 m
Apertura alare	60,3 m
Altezza	16,85 m
Diametro fusoliera	5,64 m
Peso max al decollo	230000 kg
Capacità combustibile	97170 l
Maximum Range	5656 n.m.
Mach tipico di crociera	0,82
Volume Cargo	143 m ³

Tabella 1.3 Caratteristiche Airbus 330-300

Capitolo 2

Dimensionamento della fusoliera

2.1 Configurazione della fusoliera

Il dimensionamento della fusoliera del velivolo si ottiene scalando in maniera opportuna la fusoliera del velivolo di riferimento e mantenendo inalterate le dimensioni della sezione, del *Cockpit* e del cono di coda. La lunghezza del tratto centrale viene modificata per poter accogliere i 320 passeggeri in un allestimento in classe singola di tipo *Economy*, con un passo tra le file pari a *32 in*. I risultati sono mostrati nella Tabella 2.1.

	Airbus A330-300	Velivolo scalato
Numero passeggeri	395	320
Numero sedili per fila	8	8
Passo tra le file	<i>32 in</i>	<i>32 in</i>
Larghezza massima fusoliera	<i>5,64 m</i>	<i>5,64 m</i>
Altezza massima fusoliera	<i>5,64 m</i>	<i>5,64 m</i>
Lunghezza della fusoliera	<i>63,7 m</i>	<i>57,5 m</i>
Lunghezza del Cockpit	<i>9,1 m</i>	<i>9,1 m</i>
Lunghezza del cono di coda	<i>17,5 m</i>	<i>17,5 m</i>
Lunghezza della cabina	<i>50,4</i>	<i>44,3 m</i>

Tabella 2.1 Dimensioni della fusoliera del velivolo da progettare

In Figura 2.1 sono mostrate le dimensioni e le lunghezze caratteristiche della fusoliera del velivolo da progettare.

La disposizione dei sedili e dei corridoi viene mostrata in Figura 2.2 risulta conforme ai requisiti AEA (*Association of European Airlines*) sugli alloggiamenti interni, per la quale sono previste tre file separate da due corridoi.

Il requisito prevede inoltre:

- 1 assistente di volo ogni 35 passeggeri;

- 1 toilette ogni 50 passeggeri;
- 0,025 m^2 di superficie adibita a *galleys* per ogni passeggero.

Per 320 passeggeri occorrono 10 assistenti di volo (più 2 piloti), 6 toilette e 8 m^2 di superficie adibita a *galleys*. Sono previste 40 file da 8 posti ciascuna con 2 corridoi come mostrato in Figura 2.3.

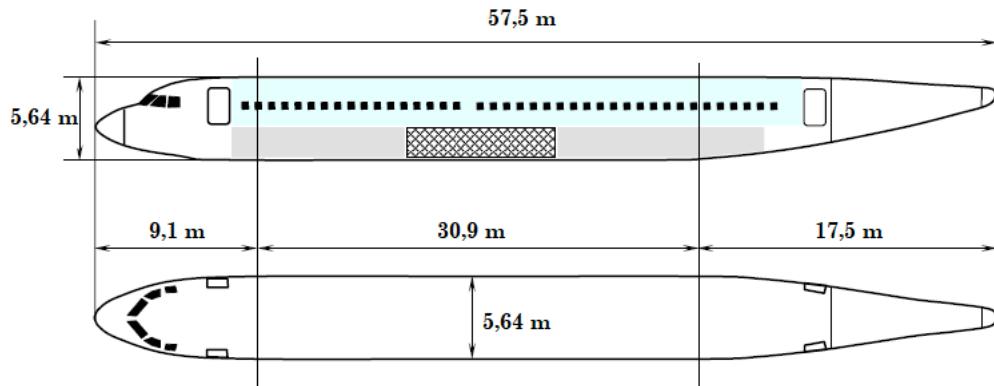


Figura 2.1 Dimensioni caratteristiche del velivolo da progettare

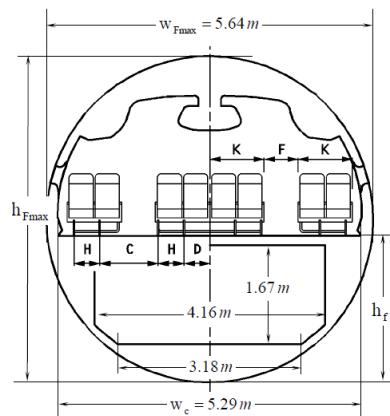


Figura 2.2 Sezione della fusoliera

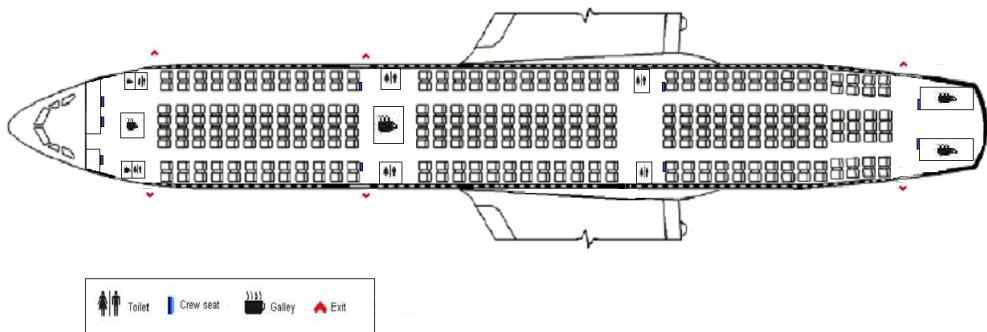


Figura 2.3 Disposizione posti dei passeggeri

2.2 Dimensionamento del vano merci

Per il trasporto delle merci sono previsti due *container* di tipo LD-3 nella parte sottostante il pavimento della cabina passeggeri. Le dimensioni dei container sono mostrate in Figura 2.4 e le altre caratteristiche sono state riassunte nella Tabella 2.2.

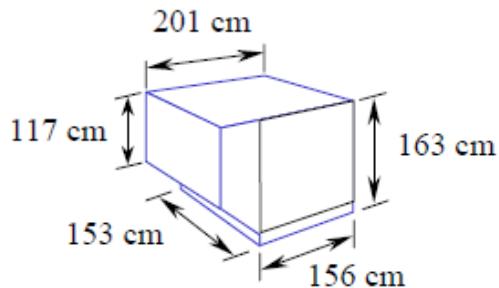


Figura 2.4 Esempio di allestimento della fusoliera

Tara	98 kg
Max peso netto	1490 kg
Max peso lordo	1588 kg
Volume interno	4,13 m ³

Tabella 2.2 Caratteristiche Containers

Il volume tipico del singolo bagaglio è di 0.125 m^3 , quindi ogni container può trasportare 33 bagagli. Per un velivolo atto a trasportare 320 passeggeri occorrono 10 containers. Rimangono a disposizione per il trasporto merci 16 containers (per un volume complessivo di 67.4 m^3). Le dimensioni del vano merci sono state ricavate scalando quelle dell'Airbus A330-300 (riportate in Figura 2.5).

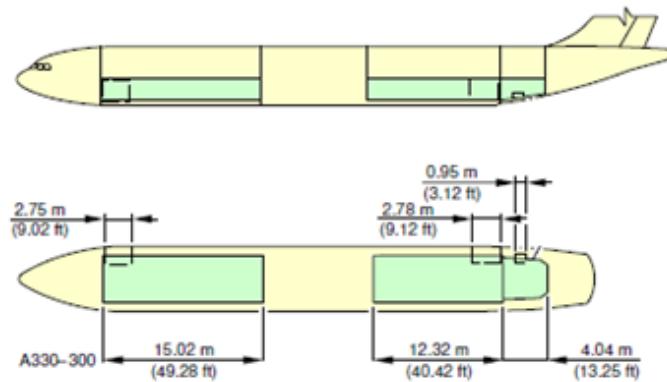


Figura 2.5 Dimensioni vano merci Airbus A330-300

I risultati della procedura sono riportati nella Tabella 2.3, e la configurazione finale del velivolo in Figura 2.6.

Lunghezza della stiva anteriore	11,67 m
Lunghezza della stiva posteriore relativa alla sezione costante	9,57 m
Lunghezza della stiva posteriore relativa al cono di coda	4,04 m
Lunghezza totale della stiva per il trasporto dei <i>container</i>	21,24 m

Volume della stiva anteriore	79,65 m^3
Volume della stiva posteriore relativa alla sezione costante	65,33 m^3
Volume della stiva posteriore relativa al cono di coda	20,85 m^3
Volume totale della stiva	165,83 m^3

Numero di container trasportabili nella stiva anteriore	14
Numero di container trasportabili della stiva posteriore	12
Numero totale di <i>container</i> trasportabili	26

Tabella 2.3 Dimensioni delle stive e numero dei containers

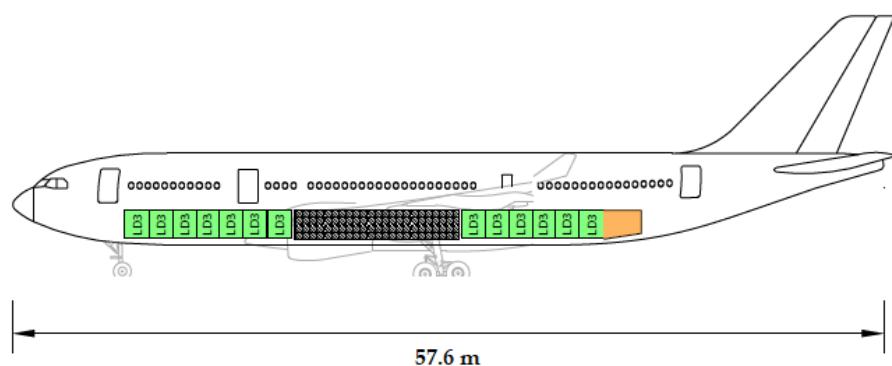


Figura 2.6 Configurazione finale del velivolo

2.3 Volume Limited Payload

Il *Volume Limited Payload* (VLP) è il peso totale del carico pagante imbarcabile, dato quindi dalla somma del peso del carico pagante e della *cargo capacity*:

$$VLP = W_{payload} + W_{cc}$$

Il peso relativo al carico pagante $W_{payload}$ si ricava considerando come peso medio di ciascun passeggero 75 kg con un bagaglio di 20 kg ; si ottiene quindi:

$$W_{payload} = N_{pass} \cdot (75 \text{ kg} + 20 \text{ kg}) = 30\,400 \text{ kg}$$

Il valore della cargo capacity W_{cc} si ottiene dalla somma di due contributi:

- Il volume interno dei containers, non occupato dai bagagli dei passeggeri, moltiplicato per la densità di 176 kg/m^3 :

$$W_{CC_cont} = 176 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot (N_c \cdot V_{cont} - 0.125 \text{ m}^3 \cdot N_{pass})$$

Con N_c si è indicato il numero totale di container (pari a 26) e con V_{cont} il volume del container di tipo LD3;

- Il peso del volume destinato al bagaglio sciolto W_{CC_bulk} moltiplicato per una densità pari a 160 kg/m^3 :

$$W_{CC_{bulk}} = 160 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot V_{bulk}$$

Il termine V_{bulk} rappresenta il volume del bagaglio sciolto ed è preso pari a quello del velivolo di riferimento.

Dalla somma dei vari contributi si ottiene:

$$VLP = 47530 \text{ kg}$$

Capitolo 3

Valutazione preliminare del peso al decollo

3.1 Introduzione

Una stima preliminare del peso massimo al decollo del velivolo (*Take Off Weight*) si ottiene seguendo la procedura di prima approssimazione del testo “*Aircraft design: a conceptual approach*” di Daniel P. Raymer.

Il peso massimo al decollo W_{TO} si ottiene dalla seguente formula:

$$W_{TO} = W_{payload} + W_{EO} + W_F$$

Il carico pagante $W_{payload}$, come visto nel capitolo precedente, è fissato dal numero di passeggeri da trasportare, mentre il peso a vuoto operativo W_{EO} e il peso del combustibile necessario alla missione W_F dipendono dal peso massimo al decollo W_{TO} , quindi è necessario utilizzare una procedura iterativa mostrata in Figura 3.1.

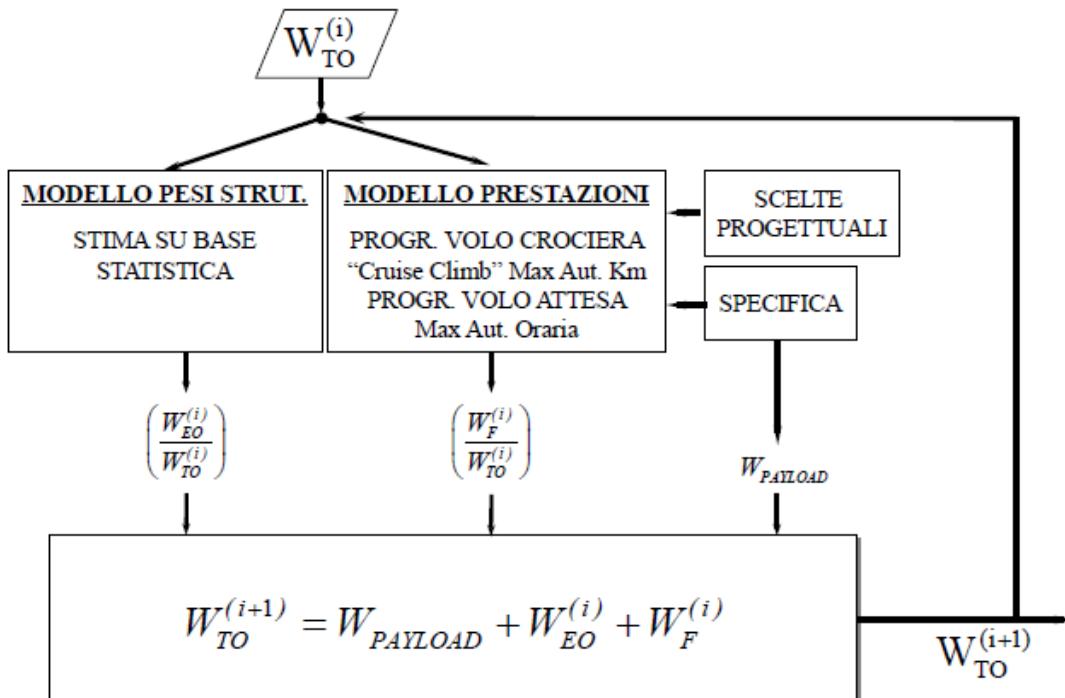


Figura 3.1 Ciclo di dimensionamento preliminare

3.1.1 Scelte progettuali

Il ciclo di dimensionamento preliminare viene effettuato per varie condizioni di volo individuate da un numero di Mach pari a $M = 0.82$ e allungamento alare pari a $AR = 9$.

La quota di crociera viene presa pari a $H_{cr} = 30000 \text{ ft}$.

L'efficienza massima viene stimata attraverso il grafico di Figura 3.3, calcolando l'allungamento alare bagnato che si ricava da:

$$AR_{wet} = AR \cdot \frac{S_w}{S}$$

Il rapporto tra la superficie bagnata e la superficie di riferimento S_w/S viene stimata dal grafico di Figura 3.2.

Si ottiene quindi il seguente valore: $E_{max} = 19$.

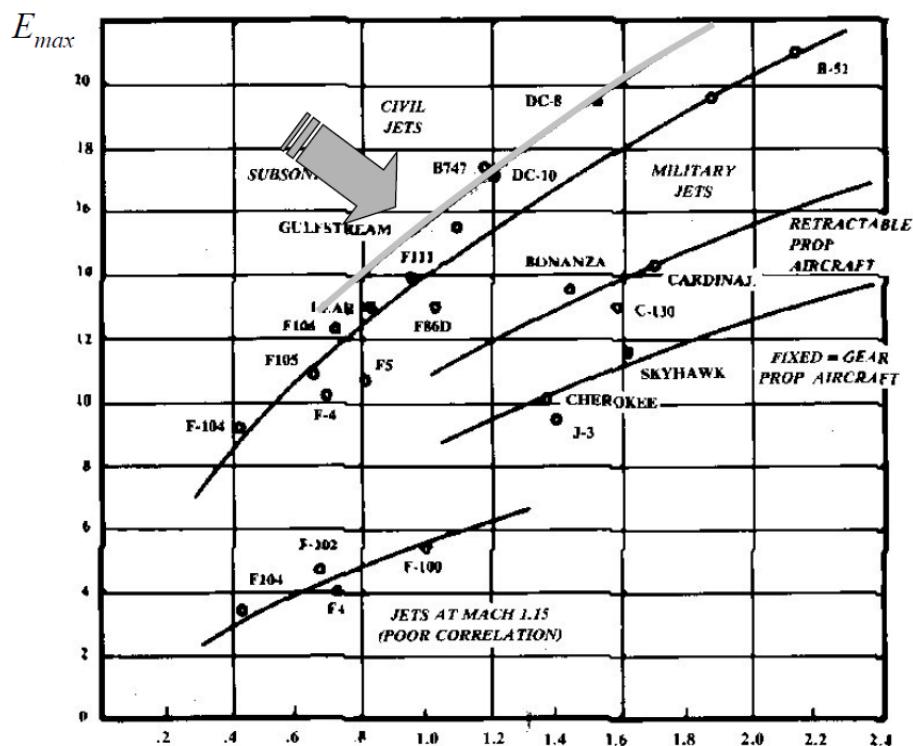


Figura 3.2 Stima dell'efficienza massima

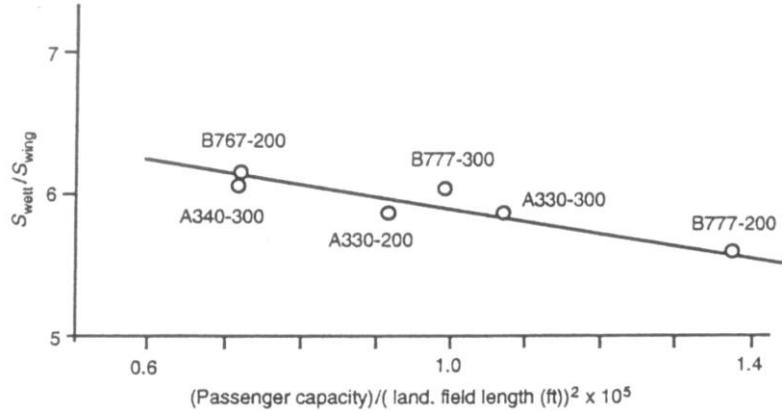


Figura 3.3 Stima della superficie bagnata

3.2 Modello dei pesi strutturali

Il peso a vuoto operativo W_{EO} è dato dalla somma del peso della struttura del velivolo W_E e il peso dell'equipaggio W_{crew} :

$$W_{EO} = W_E + W_{crew}$$

L'equipaggio è formato da 2 piloti e 10 assistenti di volo, in accordo con la normativa AEA che prevede 1 assistente ogni 35 passeggeri con un peso di 90 kg ognuno, comprensivo di bagaglio. Il peso dell'equipaggio W_{crew} si ottiene dunque da:

$$W_{crew} = (2 + 10) \cdot 90 = 1080\text{ kg}$$

La stima del peso a vuoto del velivolo si trova su base statistica attraverso la seguente relazione:

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = A \cdot W_{TO}^C$$

I parametri A e C sono stimati da dati storici relativi a velivoli già esistenti. Per i velivoli da trasporto propulsori a getto, si ha: $A = 1.02$ e $C = -0.06$.

3.3 Modello delle prestazioni

La stima del peso del combustibile W_F avviene attraverso il metodo delle frazioni in peso, dove si considerano separatamente le varie fasi della missione, mostrate nella Figura 3.4.

Le frazioni in peso per le varie fasi sono date dal rapporto tra il peso finale e il peso iniziale e riportate in Tabella 3.1.

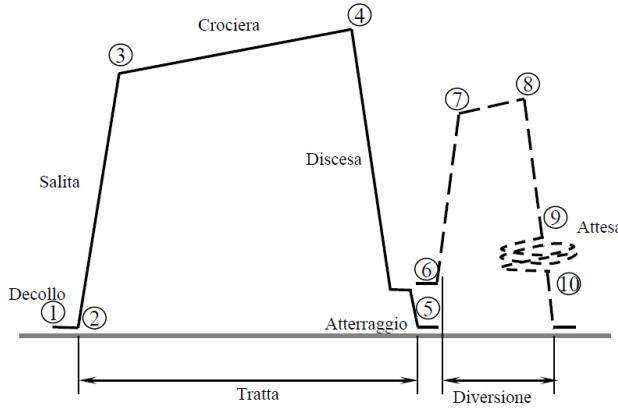


Figura 3.4 Fasi della missione di riferimento

Tratto	Fase di volo	Frazione di carburante
1-2	Decollo	$\frac{W_2}{W_{TO}} = 0,970$
2-3	Salita	$\frac{W_3}{W_2} = 0,985$
3-4	Crociera	$\frac{W_4}{W_3} = e^{-\frac{c \cdot X_{cr}}{V \cdot E}}$
4-5	Discesa ed atterraggio	$\frac{W_5}{W_4} = 0,995$
6-7	Salita in diversione	$\frac{W_7}{W_6} = 1$
7-8	Crociera in diversione	$\frac{W_8}{W_7} = e^{-\frac{c \cdot X_{div}}{V \cdot E}}$
8-9	Discesa in diversione	$\frac{W_9}{W_8} = 1$
9-10	Attesa in diversione	$\frac{W_{10}}{W_9} = e^{-\frac{c \cdot loit}{E_{OSE}}}$

Tabella 3.1 Frazioni in peso

Nel caso di decollo, salita e discesa il carburante consumato è stato valutato su base statistica, relativi a velivoli già esistenti tratti dal *Raymer*, per quanto riguarda la missione ordinaria. Per quanto riguarda la diversione si trascura la diminuzione di peso del velivolo nelle fasi di salita e discesa.

Si trascura la fase di attesa (*loiter*) al termine della missione ordinaria e si considera solo quella relativa alla fase di diversione.

Il calcolo del consumo di carburante per le fasi di crociera e di attesa avviene in prima approssimazione attraverso un programma di volo con assetto e velocità costanti (*cruise climb*). Le formule utilizzate sono quelle del modello di *Breguet*:

- Fase di crociera con un programma di volo di massima autonomia chilometrica:

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{-\frac{c \cdot X_{cr}}{V \cdot E}}$$

Il termine c indica il consumo specifico di combustibile in crociera, X_{cr} indica la tratta percorsa, V la velocità di volo ed E l'efficienza in condizioni di OSR (*Optimum Specific Range*), data da: $E_{OSR} = \frac{\sqrt{3}}{2} E_{MAX}$;

- Fase di attesa con un programma di volo di massima autonomia oraria:

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{-\frac{c_{lo} \cdot t}{E}}$$

L'efficienza in condizioni OSE (*Optimum Specific Endurance*), coincide con quella massima del velivolo: $E_{OSE} = E_{MAX}$.

Il numero di Mach per la fase di diversione è dato da:

$$M_{div} = M_{cr} - 0.2$$

Dove M_{cr} è il Mach scelto per la crociera nella fase della missione ordinaria.

Il consumo specifico di carburante (*Specific Fuel consumption*) è dato da:

$$SFC = K \cdot \sqrt{\theta} \cdot M^m$$

I parametri K ed m sono stati stimati prendendo come riferimento il motore *turbofan Rolls Royce Trent 772*, utilizzato sull'*Airbus A330-300*, per il quale si ha $K \cong 0.71$ e $m \cong 0.4$ ottenuto da un rapporto di bypass $BPR \cong 4.9$.

Il termine θ rappresenta il rapporto tra la temperatura alla quota considerata e la temperatura a livello del mare: $\theta = \frac{T(h)}{T(0)}$.

Il peso del combustibile utilizzato per la missione ordinaria $W_{F-MIS}^{(i)}$ è dato da:

$$\left(\frac{W_{F-MIS}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) = 1 - \left(\frac{W_2^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) \left(\frac{W_3^{(i)}}{W_2^{(i)}} \right) \left(\frac{W_4^{(i)}}{W_3^{(i)}} \right) \left(\frac{W_5^{(i)}}{W_4^{(i)}} \right)$$

Il peso del combustibile usato per la fase di diversione $W_{F-RIS}^{(i)}$ è dato da:

$$\left(\frac{W_{F-RIS}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) = 0,05 \left(\frac{W_{F-MIS}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) + \left(1 - \left(\frac{W_{F-MIS}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) \right) \left[1 - \left(\frac{W_7^{(i)}}{W_6^{(i)}} \right) \left(\frac{W_8^{(i)}}{W_7^{(i)}} \right) \left(\frac{W_9^{(i)}}{W_8^{(i)}} \right) \left(\frac{W_{10}^{(i)}}{W_9^{(i)}} \right) \right]$$

Si è tenuto conto del quantitativo di carburante in più pari al 5% della frazione necessaria alla missione, in accordo con la Normativa AEA.

La frazione in peso della missione completa è data dalla somma dei due contributi:

$$\left(\frac{W_F^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) = \left(\frac{W_{F-MIS}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) + \left(\frac{W_{F-RIS}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right)$$

3.4 Risultati procedura

La procedura va a convergenza dopo 52 iterazioni, ottenendo i seguenti risultati:

$$W_{TO} = 228\,686\,kg$$

$$\frac{W_{EO}}{W_{TO}} = 0.46392$$

$$\frac{W_f}{W_{TO}} = 0.39844$$

Si riporta nel grafico di Figura 3.5 la convergenza del peso al decollo.

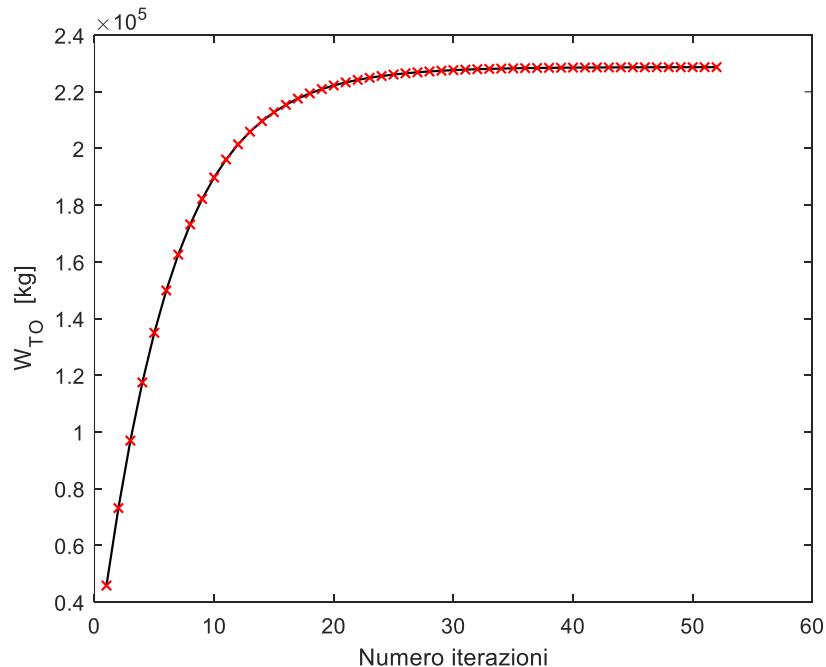


Figura 3.5 Peso preliminare al decollo

Capitolo 4

Progetto Configurazione di Alta Velocità

4.1 Introduzione

Lo scopo principale del progetto della configurazione di alta velocità è quello di fornire una serie di configurazioni ottimizzate per la fase di crociera del velivolo. Per fare questo si esegue un dimensionamento che consente di determinare una stima più accurata del peso al decollo e una prima definizione della geometria e dell'aerodinamica dell'aeromobile, utilizzando modelli matematici più accurati rispetto al dimensionamento preliminare.

La stima dei pesi avviene utilizzando la stessa formula della procedura preliminare:

$$W_{TO} = W_{PAYLOAD} + W_{EO} + W_F$$

Questa equazione, come visto per il dimensionamento preliminare, non è risolubile in forma chiusa, per questo motivo si utilizza la procedura iterativa mostrata in Figura 4.1.

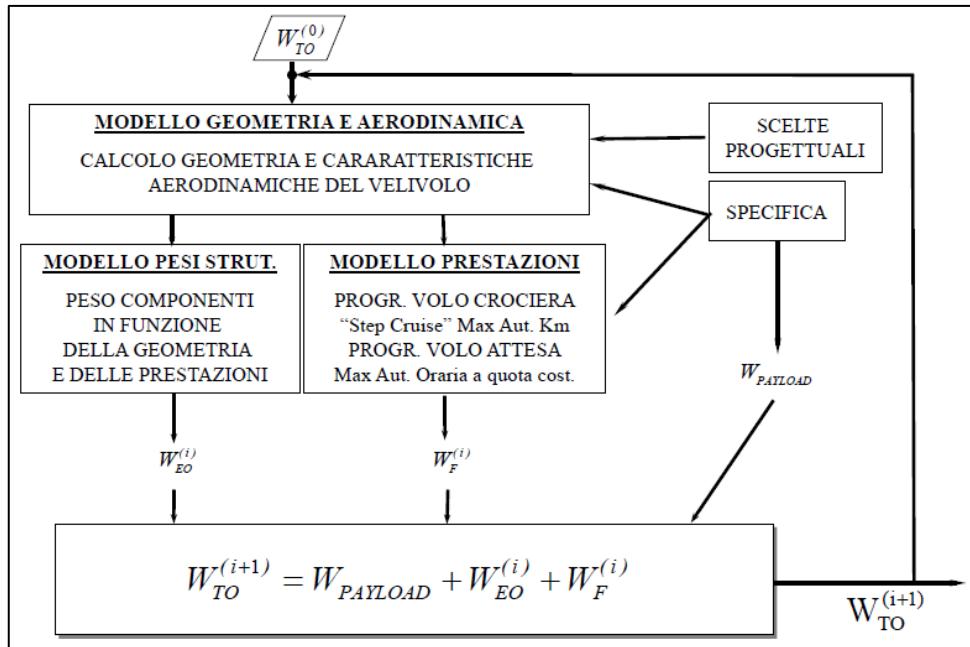


Figura 4.1 Ciclo di alta velocità

Il ciclo di alta velocità presenta, rispetto al ciclo preliminare, l'introduzione di un nuovo algoritmo che permette la stima della geometria e dell'aerodinamica, inoltre sono cambiati il modello delle prestazioni e quello dei pesi strutturali.

La procedura viene condotta facendo variare alcuni parametri di progetto:

- Il numero di Mach di volo;
- L'allungamento alare;
- Lo spessore percentuale massimo nella sezione di riferimento, posto a metà tra il profilo al tip e quello al kink (come mostrato in Figura 4.2).

Si assume un andamento lineare dello spessore tra le varie sezioni.

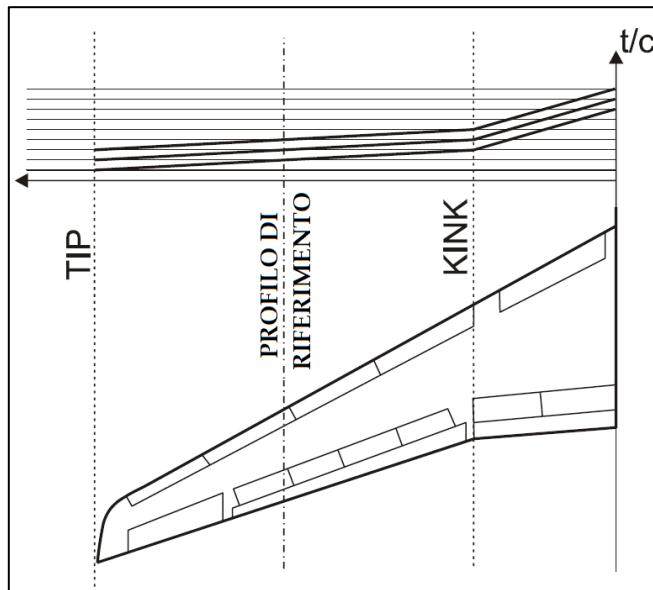


Figura 4.2 Profilo di riferimento per lo spessore percentuale

I valori scelti per la procedura sono riportati in Tabella 4.1.

Parametro	Valori considerati
Mach di crociera M	0,80 0,82 0,84
Spessore percentuale di riferimento $(t/c)_{ref}$	0,13 0,14 0,15
Allungamento alare AR	9,5 10 10,5

Tabella 4.1 Variazione dei parametri di progetto

La prima parte della procedura prevede di far variare questi parametri, ottenendo in questo modo 27 configurazioni possibili, che vengono utilizzate per il calcolo della superficie di minima resistenza (*Minimum Drag*).

La superficie di minima resistenza ottimizza la fase di crociera, ma non è necessariamente quella che ottimizza anche le altre fasi di volo, per questo motivo si inserisce un'altra variabile di progetto che fa variare la superficie di riferimento nell'intorno di quella di minima resistenza. Questo parametro è il rapporto tra la superficie di riferimento e quella di minima resistenza, per il quale si scelgono 8 parametri:

$$\frac{S_{rif}}{S_{md}} = [0.7 \ 0.8 \ 0.9 \ 1.0 \ 1.1 \ 1.2 \ 1.3 \ 1.4]$$

In questo modo si ottengono $8 \cdot 3^3 = 216$ configurazioni diverse.

4.2 Modello geometria ed aerodinamica

Il blocco del modello geometria e aerodinamica rappresenta a sua volta un ciclo iterativo che consente la determinazione della superficie di minima resistenza S_{md} , come mostrato in Figura 4.3.

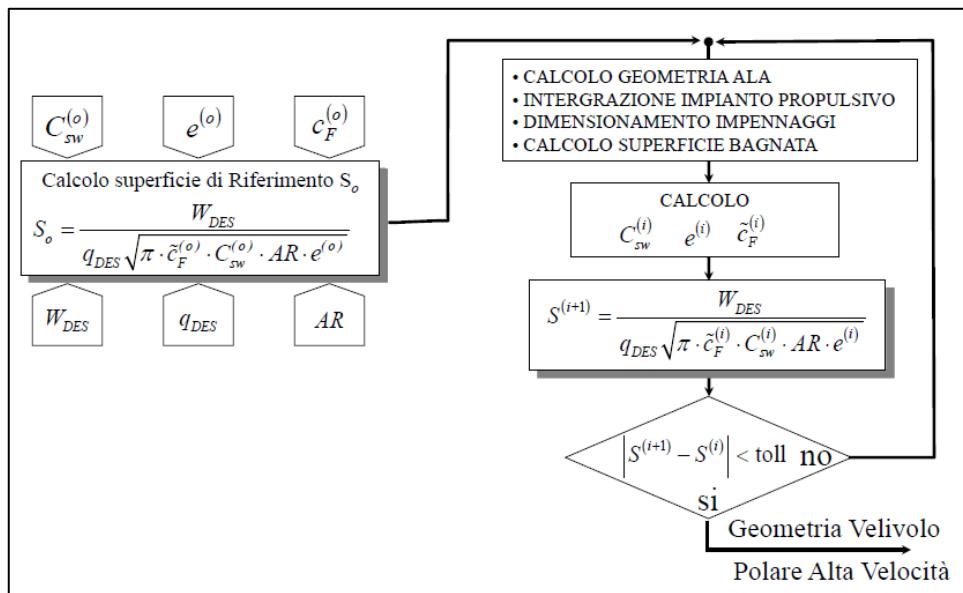


Figura 4.3 Ciclo iterativo per la superficie di minima resistenza

L'espressione della superficie di minima resistenza al passo i si ricava da:

$$S^{(i+1)} = \frac{W_{des}}{q_{des} \cdot \sqrt{\pi \cdot c_F^{(i)} \cdot C_{sw}^{(i)} \cdot AR \cdot e^{(i)}}}$$

Il termine W_{des} rappresenta il peso di progetto calcolato nel punto che si trova a metà del primo segmento di crociera, si trova quindi da:

$$W_{des} = \frac{W_3 + W_4}{2}$$

Dove W_3 e W_4 sono rispettivamente il peso ad inizio e fine crociera.

Il termine q_{des} rappresenta la pressione dinamica calcolata alla quota di crociera che corrisponde alla quota del primo tratto di crociera.

Gli altri parametri sono inizialmente presi pari a:

- Il coefficiente di superficie bagnata $C_{sw}^0 = 2.8$;
- Il coefficiente di attrito equivalente $\tilde{c}_F^0 = 0.003$;
- Il coefficiente di Oswald $e^0 = 0.85$.

4.2.1 Calcolo della geometria dell'ala

Calcolo dell'angolo di freccia dell'ala

L'angolo di freccia al 25% della corda si calcola utilizzando il modello di Mason definito dalla seguente espressione:

$$M_{DD} = \frac{K_{DD0}}{\cos(\Lambda_{25})} - \frac{K_{DDTC} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{ref}}{[\cos(\Lambda_{25})]^2} - \frac{K_{DDCL} \cdot C_{L_{des}}}{[\cos(\Lambda_{25})]^3}$$

Dove si prendono i seguenti valori costanti:

$$K_{DD0} = 0.95 \quad K_{DDTC} = 1 \quad K_{DDCL} = 0.1$$

Si fa l'ipotesi che il Mach di volo coincida con il Mach di *Drag Rise*, quindi $M = M_{DD}$ e si calcola il coefficiente di portanza dalla seguente relazione:

$$C_{L_{des}}^{(i)} = \sqrt{\pi \cdot e^{(i)} \cdot C_{sw}^{(i)} \cdot AR \cdot c_F^{(i)}}$$

Applicando la formula inversa si trova il valore dell'angolo di freccia $\Lambda_{25}^{(i)}$.

Forma in pianta dell'ala

La forma in pianta dell'ala è mostrata in Figura 4.4, presenta un *kink* che divide la forma in pianta dell'ala in tronchi trapezoidali. I parametri di progetto che vengono fissati sulla base di velivoli simili sono:

- Il rapporto di rastremazione dell'ala: $\lambda_W = 0.25$;
- Il rapporto tra l'ordinata al kink e quella al root: $\eta_K/\eta_R = 3$;

- L'estensione della corda in corrispondenza della mezzeria in frazioni di corda al kink: $\alpha = 0.35$, scelto in modo tale che gli angoli di freccia al bordo di uscita *inboard* siano nulli.

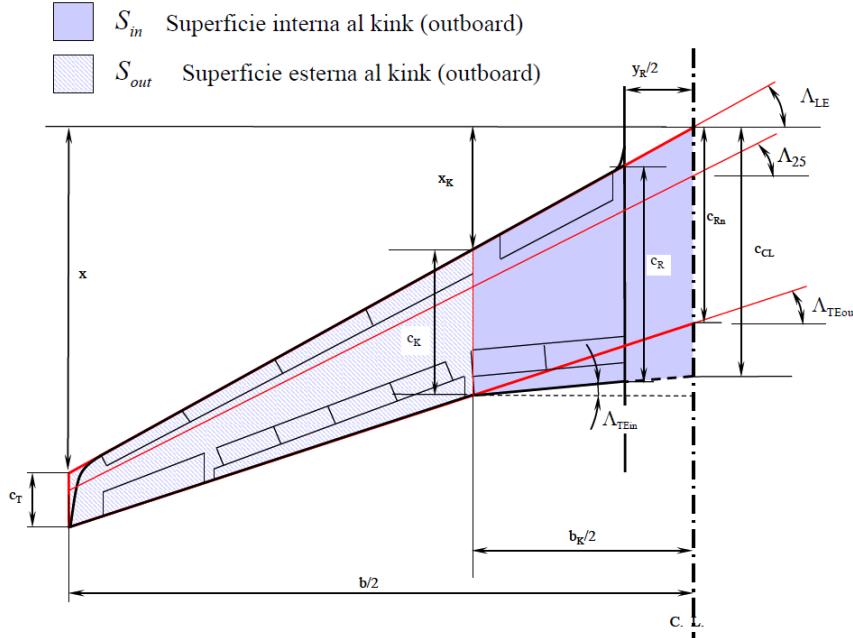


Figura 4.4 Parametri della geometria dell'ala

L'apertura alare si trova da:

$$b = \sqrt{AR \cdot S}$$

La coordinata della corda alla radice η_R è data da:

$$\eta_R = \frac{w_{Fmax}}{b}$$

Da cui si ricava la coordinata che identifica la lunghezza del *kink* η_K , utilizzando il rapporto $\eta_K/\eta_R = 3$.

I rapporti di rastremazione si trovano dalle seguenti relazioni geometriche:

$$\lambda_W = \frac{c_T}{c_R}$$

$$\lambda_N = \frac{c_T}{c_{RN}} = \frac{\lambda_W \cdot [1 - \eta_R + \alpha \cdot (1 - \eta_K) \cdot (\eta_K - \eta_R)/\eta_K]}{1 - \lambda_W \cdot [\eta_R + \alpha \cdot (\eta_K - \eta_R)]}$$

$$\lambda_K = \frac{c_T}{c_K} = \frac{\lambda_N}{1 - \eta_K + \eta_K \cdot \lambda_N}$$

$$\lambda = \frac{c_T}{c_{CL}} = \frac{\lambda_N}{\alpha \cdot \eta_K \cdot \lambda_N + 1 + \alpha - \alpha \cdot \eta_K}$$

Dopo aver trovato i rapporti di rastremazione si calcola la corda del profilo al tip (espressa in percentuale dell'apertura alare):

$$\frac{c_T}{b} = \frac{2}{AR \cdot \left(\frac{1}{\lambda_K} + 1 + \eta_K \cdot \frac{1-\lambda}{\lambda} \right)}$$

Utilizzando le formule inverse dei rapporti di rastremazione si calcolano la corda del profilo al *root* c_R , al *root* senza *kink* c_{RN} e al *centerline* c_{CL} .

L'apertura alare al *kink* b_K si trova applicando la formula inversa a:

$$\eta_K = \frac{b_K}{b}$$

La corda del profilo al *root* senza *kink* c_{RN} viene calcolata dalla seguente formula:

$$c_{CL} = c_{RN} + \alpha \cdot c_K$$

Gli angoli di freccia si trovano dalle seguenti relazioni:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \Lambda_{LE} &= \operatorname{tg} \Lambda_{25} + \frac{(1 - \lambda_N) / (\lambda_N \cdot AR)}{\left(\frac{1}{\lambda_K} + 1 + \eta_K \cdot \frac{1-\lambda}{\lambda} \right)} \\ \operatorname{tg} \Lambda_{TE}^{in} &= \operatorname{tg} \Lambda_{25} + \frac{3 \cdot \eta_k + (4 - 3 \cdot \eta_k) / \lambda_N - 4 / \lambda}{\eta_k \cdot AR \cdot \left(\frac{1 - \eta_k}{\lambda_N} + 1 + \eta_K \cdot \frac{\eta_k}{\lambda} \right)} \\ \operatorname{tg} \Lambda_{TE}^{out} &= \operatorname{tg} \Lambda_{25} - 3 \cdot \frac{(1 - \lambda_N) / (\lambda_N \cdot AR)}{\left(\frac{1}{\lambda_K} + 1 + \eta_K \cdot \frac{1-\lambda}{\lambda} \right)} \end{aligned}$$

Dove Λ_{LE} rappresenta l'angolo di freccia al bordo d'attacco (*leading edge*), Λ_{TE}^{in} quello al bordo d'uscita (*trailing edge*) interno e Λ_{TE}^{out} quello esterno.

Corda media aerodinamica

Una volta note le dimensioni che definiscono la geometria dell'ala, si calcola la corda media aerodinamica e il suo posizionamento, considerando l'ala come formata dall'unione di due ali trapezoidali, Figura 4.4. La corda media aerodinamica mac è data da:

$$mac = \frac{S_{in} \cdot mac_{in} + S_{out} \cdot mac_{out}}{S}$$

Dove S_{in} e mac_{in} , rappresentano rispettivamente la corda media aerodinamica e la superficie della semiala interna al *kink*, mentre S_{out} e mac_{out} quella esterna al *kink*.

Le superfici sono date dalle seguenti relazioni:

$$S_{in} = \frac{(c_K + c_{CL}) \cdot b_K}{2} \quad \text{e} \quad S_{out} = \frac{(c_K + c_T) \cdot (b - b_K)}{2}$$

4.2.2 Dimensionamento degli impennaggi

La configurazione scelta per gli impennaggi è di tipo convenzionale, formata da una deriva verticale e da due superfici orizzontali, come mostrato in Figura 4.5. Gli impennaggi di coda hanno un profilo simmetrico il NACA 63010.

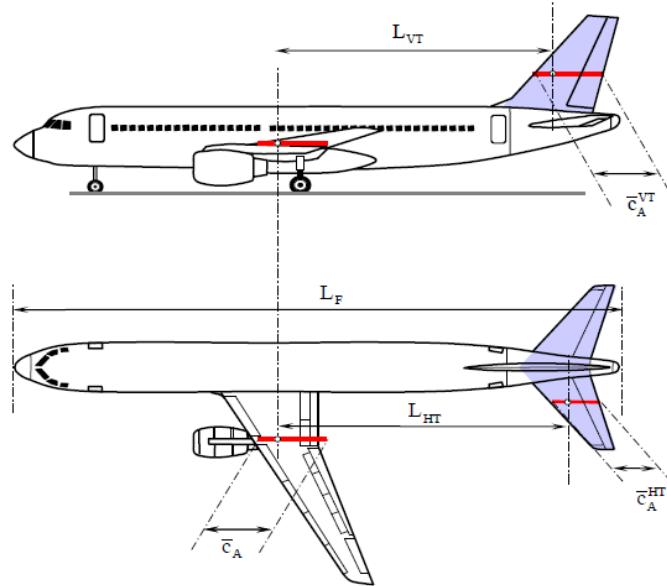


Figura 4.5 Dimensionamento impennaggi

Il dimensionamento degli impennaggi è basato su dati storici di velivoli già esistenti simili a quello richiesto, da cui deriva:

- Volume di coda orizzontale: $c_{HT} = 1.00$;
- Volume di coda verticale: $c_{VT} = 0.09$;
- Distanza tra i centri aerodinamici (posti al 25% della corda media aerodinamica) del piano di coda orizzontale e di quello dell'ala: $L_{HT} = 0.5 \cdot L_f$;
- Distanza tra i centri aerodinamici (posti al 25% della corda media aerodinamica) del piano di coda verticale e di quello dell'ala: $L_{VT} = 0.95 \cdot L_{HT}$.

La superficie dell'impennaggio orizzontale e verticale si calcola dalle seguenti formule:

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \cdot S \cdot \bar{c}_A}{L_{HT}} \quad \text{e} \quad S_{VT} = \frac{c_{VT} \cdot S \cdot b}{L_{VT}}$$

Dove con \bar{c}_A la corda media aerodinamica dell'ala.

Per la definizione delle altre caratteristiche degli impennaggi si utilizza il metodo dei volumi di coda, che lega le grandezze degli impennaggi alle grandezze dell'ala.

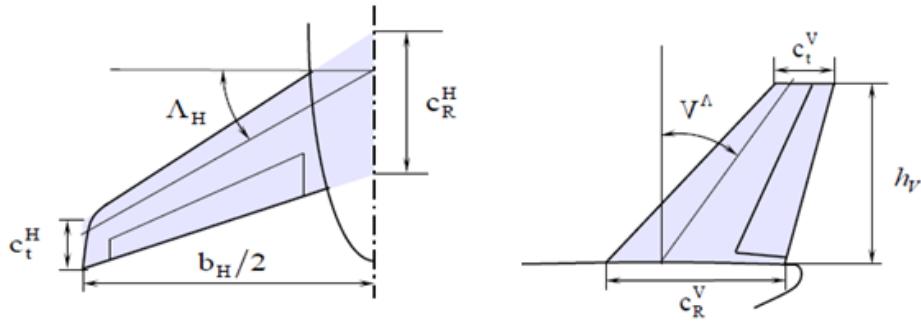


Figura 4.6 Dimensionamento impennaggi

In riferimento alla Figura 4.6 si definiscono le grandezze caratteristiche per il piano di coda orizzontale attraverso le seguenti relazioni:

$$\Lambda_H = \Lambda_{wing} + 5^\circ \quad \text{Angolo di freccia preso al 25\% della } c_{HT}$$

$$\lambda_H = \frac{c_t^H}{c_R^H} = 0.4 \quad \text{Rapporto di rastremazione}$$

$$AR_H = \frac{b_H^2}{S_H} = 5.4 \cdot \cos \Lambda_H \quad \text{Allungamento alare}$$

$$S_H = 0.5 \cdot c_R^H \cdot b_H \cdot (1 + \lambda_H) \quad \text{Superficie dell'impennaggio orizzontale}$$

Le grandezze caratteristiche della coda verticale:

$$\Lambda_V = \Lambda_{wing} + 10^\circ \quad \text{Angolo di freccia preso al 25\% della } c_{VT}$$

$$\lambda_V = \frac{c_t^V}{c_R^V} = 0.4 \quad \text{Rapporto di rastremazione}$$

$$AR_V = \frac{h_V^2}{S_V} = 2.0 \cdot \cos \Lambda_V \quad \text{Allungamento alare}$$

$$S_{VT} = 0.5 \cdot c_R^V \cdot h_V \cdot (1 + \lambda_V) \quad \text{Superficie dell'impennaggio orizzontale}$$

4.2.3 Integrazione dell'impianto propulsivo

L'impianto propulsivo viene dimensionato scalando un motore già esistente sul mercato, si seleziona su base statistica in modo tale che la spinta di un solo motore sia data da:

$$\frac{T_{des}}{W_{TO}} \cong \frac{0,29}{2} \rightarrow T_{des} = \frac{0,29 \cdot W_{TO}}{2}$$

Noto il peso del velivolo al decollo di prima approssimazione, si ricava la spinta statisticamente necessaria al velivolo di progetto: $T_{des} \cong 85000 \text{ lb}$.

Il motore di riferimento selezionato è un *General Electric GE 90 - 85B*, le cui caratteristiche sono riportate nella Tabella 4.3.

TO-Thrust [lb]	BPR	OPR	Mass Flow [lb/s]	Cruise Altitude [ft]	Cruise Mach	Cruise Thrust [lb]	Cruise SFC [1/h]	Overall Length [m]	Fan Diameter [m]	Basic Weight [lb]
87400	8.40	39.30	3037	35000	0,83	17500	0,545	4,897	3,124	15596

Tabella 4.2 Caratteristiche del motore GE 90-85 B

Con $BPR = 8,40$ si ottiene un coefficiente $m = 0,53$.

Il motore selezionato viene scalato per ottenere quello corretto per il velivolo di progetto.

Per fare questo si definisce l'*Engine Scale Factor* (ESF) dato dalla seguente relazione:

$$ESF = \frac{T_{design}}{T_{base}}$$

Il metodo risulta valido solo nell'intervallo: $0.80 < ESF < 1.20$. Nel caso in cui questa condizione non fosse soddisfatta, è necessario scegliere un altro motore di riferimento.

Il motore scelto viene scalato attraverso la seguente relazione:

$$X_{des} = ESF^K \cdot X_{base}$$

Dove con X si indica la generica grandezza considerata.

La spinta in fase di crociera è calcolata attraverso un modello che mette in relazione la spinta del motore ad una generica quota con la spinta al livello del mare attraverso la seguente relazione (valida per $0.4 < M < 0.9$):

$$\frac{T_{cruise}}{T_{pf}} = \{0.81066 - 0.01973 \cdot BPR\} \cdot \left(\frac{M_{cruise}}{0.4}\right)^n \cdot \left(\frac{\rho_{cruise}}{\rho_0}\right)^{0.6}$$

La T_{pf} indica la spinta massima disponibile a punto fisso ed n un coefficiente da tarare in base al motore di riferimento scelto.

Dimensionamento delle gondole motori

La configurazione delle gondole motori si basa è di tipo *Short Fan Duct*, mostrato in Figura 4.8. Per il dimensionamento delle gondole si hanno le seguenti formule:

$$D_{FC} = 1.21 \cdot D_F$$

$$D_{lh} = 0.037 \cdot W_a + 32.2$$

$$D_{Fe} = (0.00036 \cdot BPR + 5.84)^2$$

$$D_{GC} = (0.000475 \cdot BPR \cdot W_a + 4.5)^2$$

$$D_{Ge} = \sqrt{18 + 55 \cdot \left[\ln \left(\frac{W_a}{(BPR + 1) \cdot OPR} \right) \right]^{2.2}}$$

$$L_{Ff} = 0.8 \cdot D_{FC}$$

$$L_{FC} = 2.36 \cdot D_F - 0.01 \cdot (M_{Mo} \cdot D_F)^2$$

$$L_{GC} = 2.03 \cdot (D_{Fe} - D_{Ge})$$

Dove tutte le grandezze sono espresse in pollici. Il termine M_{Mo} rappresenta il numero di Mach massimo posto pari a 0.88.

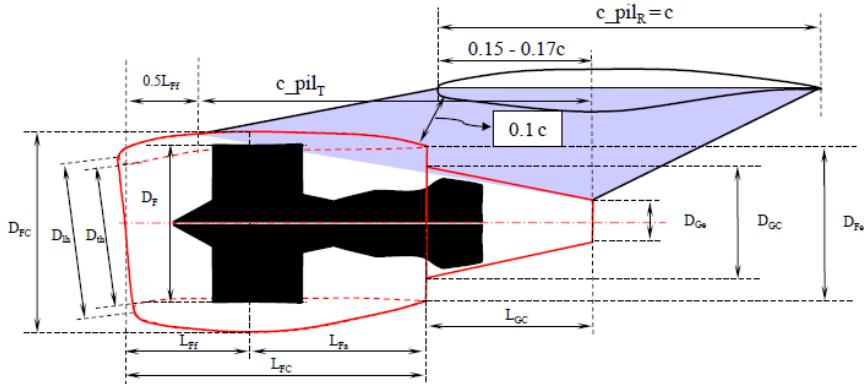


Figura 4.7 Dimensionamento delle gondole motori

4.2.4 Calcolo delle superfici bagnate del velivolo

La superficie bagnata dell'intera configurazione può essere ottenuta come somma delle superfici bagnate dei singoli componenti:

$$S_{wet}^{CONF} = S_{wet}^{ala} + S_{wet}^{fus} + S_{wet}^{nac} + S_{wet}^{HT} + S_{wet}^{VT}$$

I contributi minori rappresentati dal termine S_{wet}^{misc} (riguardanti le superfici bagnate delle guide dei flap, delle antenne e degli altri accessori esterni) non sono stati considerati, in quanto si è ipotizzato in prima approssimazione che:

$$S_{wet}^{misc} - S_{wet}^{inters} = 0$$

Dove S_{wet}^{inters} rappresenta la superficie non esposta di un elemento interno ad un altro.

L'espressione precedente per il calcolo della superficie bagnata dell'intero velivolo può essere riscritta come una funzione lineare della superficie di riferimento S :

$$S_{wet}^{CONF} = (S_{wet}^{fus} + S_{wet}^{nac}) + \left(\frac{S_{wet}^{ala} + S_{wet}^{HT} + S_{wet}^{VT}}{S} \right) \cdot S = S_{wet}^0 + C_{SW} \cdot S$$

Attraverso la conoscenza della superficie bagnata totale, è possibile stimare i coefficienti necessari per il calcolo della superficie di minima resistenza, ossia C_{SW} , C_{D0} e c_F ed e .

Superficie bagnata dell'ala

La superficie bagnata dell'ala viene calcolata considerando le coordinate adimensionali e lo spessore percentuale dei profili al *root*, al *kink* e al *tip* e supponendo un andamento lineare delle quantità tra le varie sezioni, come mostrato in Figura 4.8.

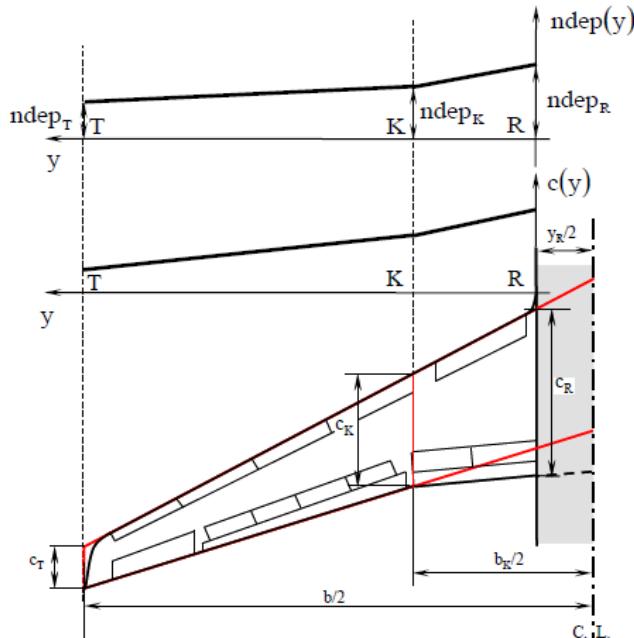


Figura 4.8 Andamento lineare della funzione *ndep*

Si introduce la funzione *ndep* data dal rapporto tra il perimetro e la corda dell'ala. Questa funzione viene calcolata per le varie sezioni di riferimento al *root*, al *kink* e al *tip*:

$$ndep_R = \oint_{\gamma_R(s)} ds \quad ndep_K = \oint_{\gamma_K(s)} ds \quad ndep_T = \oint_{\gamma_T(s)} ds$$

Si parte da profili supercritici di base a corda unitaria, che vengono poi scalati con il valore di t/c di riferimento. La superficie bagnata dell'ala si può valutare attraverso la seguente relazione:

$$S_W^{wing} = 2 \cdot \left(\int_0^{\frac{b_K - y_R}{2}} c_{R-K}(y) \cdot ndep_{R-K}(y) \cdot dy + \int_0^{\frac{b - b_K}{2}} c_{K-T}(y) \cdot ndep_{K-T}(y) \cdot dy \right)$$

Superficie bagnata della fusoliera

La superficie bagnata della fusoliera è espressa dalla seguente relazione:

$$S_{wet}^{fus} = \frac{k \cdot (A_{top} + A_{side})}{2}$$

Il fattore k dipende dalla forma della fusoliera e per sezioni di tipo convenzionale $k = 3,4$. I termini A_{top} e A_{side} rappresentano rispettivamente l'area vista dall'alto e quella vista di lato della fusoliera e possono essere approssimati utilizzando le seguenti relazioni:

$$A_{top} = 0,9 \cdot L_f \cdot H$$

$$A_{side} = 0,9 \cdot L_f \cdot W$$

Dove L_f , H e W sono rispettivamente la lunghezza, l'altezza massima e la larghezza massima della fusoliera.

Superficie bagnata delle gondole motori

La superficie bagnata delle gondole motori per configurazioni *Short Fan Duct* è data da:

$$S_{wet}^{nac} = S_{wet}^{FC} + S_{wet}^{GGC}$$

$$S_{wet}^{GGC} = \pi \cdot L_{GC} \cdot D_{GC} \cdot \left\{ 1 - \frac{1}{3} \cdot \left(1 - \frac{D_{Ge}}{D_{GC}} \right) \cdot \left[1 - 0.18 \cdot \left(\frac{D_{GC}}{L_{GC}} \right)^{\frac{5}{3}} \right] \right\}$$

$$S_{wet}^{FC} = L_{FC} \cdot D_{FC} \cdot \left\{ 2 + 0.35 \cdot \beta + 0.88 \cdot \beta \cdot \frac{D_{lh}}{D_{FC}} + 1.15 \cdot (1 - \beta) \cdot \frac{D_{Fe}}{L_{FC}} \right\}$$

Dove $\beta = \frac{L_{FF}}{L_{FC}}$.

Superfici bagnate degli impennaggi e dei piloni

Le superfici bagnate degli impennaggi e dei piloni sono calcolate con le stesse considerazioni fatte per l'ala, definendo quindi delle funzioni $ndep(y)$ costanti lungo l'apertura e considerando l'impennaggio verticale e il pilone come delle semiali.

Il profilo utilizzato per gli impennaggi e dal pilone è il *NACA 63010 A* e le superfici bagnate per gli impennaggi sono calcolate attraverso le seguenti relazioni:

$$S_{wet}^{HT} = 2 \cdot \int_{y_{RH}/2}^{b_H/2} c_H(y) \cdot ndep_H \cdot dy$$

$$S_{wet}^{VT} = \int_0^{b_V} c_V(y) \cdot ndep_V \cdot dy$$

4.2.5 Coefficienti di resistenza

La resistenza in configurazione di alta velocità è data da:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_{comp}} + C_{D_{lift}}$$

Dove C_{D_0} è il coefficiente a portanza nulla, $C_{D_{comp}}$ il coefficiente di resistenza dovuto agli effetti di comprimibilità e $C_{D_{lift}}$ il coefficiente di resistenza indotta.

Coefficiente di resistenza a portanza nulla

Il coefficiente di resistenza a portanza nulla è dato dalla somma di due contributi:

$$C_{D_0} = C_{D_p} + C_{D_{misc}}$$

Il termine C_{D_p} rappresenta il coefficiente di resistenza parassita e può essere calcolato con il *Component Buildup Method*. Questo metodo consiste nell'approssimare i vari componenti come delle lastre piane, correggendo poi il risultato ottenuto con fattori moltiplicativi che tengono conto della forma e degli effetti di interferenza dei corpi.

La sua espressione è data da:

$$C_{D_p} = \frac{\sum_i c_{F_i} \cdot FF_i \cdot Q_i \cdot S_{Wi}}{S}$$

Il termine S_{Wi} rappresenta la superficie bagnata dell'i-esimo componente, c_{F_i} il coefficiente di attrito equivalente, FF_i il fattore di forma e Q_i il fattore di interferenza.

Il coefficiente di attrito equivalente dell'i-esimo componente può essere ricavato a seconda delle caratteristiche dello strato limite considerato:

- Nel caso di strato limite laminare si ha:

$$c_{F_{LAM}} = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad \text{con} \quad Re = \frac{V \cdot L}{v}$$

dove V è la velocità asintotica del flusso a monte del corpo, L la lunghezza caratteristica del corpo e v la viscosità cinematica;

- Nel caso di strato limite turbolento si ha:

$$c_{F_{TURB}} = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}}$$

Il $c_{F_{TURB}}$ varia a seconda dello stato superficiale, per tenere conto di questo fatto si prende un numero di Reynolds pari a:

$$Re = \min \left[\frac{V \cdot L}{v}; Re_{CUTOFF} \right]$$

Dove il Reynolds di *cut-off* è dato da $Re_{CUTOFF} = 38.21 \cdot \left(\frac{L}{kre} \right)^{1.053}$ con kre coefficiente di rugosità superficiale che dipende dalla finitura superficiale.

- Nel caso di strato limite misto:

$$c_F = c_{FTURB}(Re) - x_T \cdot [c_{FTURB}(Re_T) - c_{FLAM}(Re_T)]$$

Nei moderni velivoli la presenza dello strato limite laminare è praticamente nulla sulle superfici, tranne sulla superficie alare dove la transizione avviene intorno al 7% della corda della superficie esposta al flusso. Si considera ogni superficie in condizione di *smooth paint* (vernice liscia) per il quale si ha $kre = 0.634 \cdot 10^5$.

I fattori di forma FF_i tengono conto della resistenza di pressione, mentre i fattori di interferenza Q_i considerano l'incremento di resistenza dovuta alla mutua interferenza tra i componenti del velivolo. I due fattori variano a seconda del componente:

- Nel caso di ala, piloni e impennaggi:

$$FF_i = \left[1 + \frac{0.6}{(\frac{x}{c})_m} \cdot \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot [1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos(\Lambda_m))^{0.28}]$$

Dove $(x/c)_m$ rappresenta la posizione di massimo spessore del profilo mentre con Λ_m si indica la freccia della linea che unisce i punti di massimo spessore del profilo, $Q_W = 1.0$ per l'ala e $Q_P = 1.1$ per i piloni.

- Nel caso della fusoliera:

$$FF_F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \quad \text{con} \quad f = \frac{l}{d} = \frac{l}{\sqrt{\frac{4 \cdot A_{max}}{\pi}}}$$

Con l si indica la lunghezza dell'elemento considerato e con A_{max} l'area massima della sezione, inoltre $Q_F = 1.0$;

- Nel caso delle gondole motori:

$$FF_N = 1 + \frac{0.35}{f} \quad \text{e} \quad Q_N = 1.5$$

Il coefficiente di resistenza miscellaneo $C_{D_{misc}}$ rappresenta i contributi alla resistenza parassita di elementi come carrelli, flap, spoiler, angolo di *upsweep* ecc.

Nel caso di alta velocità i carrelli, i flap e gli spoiler danno contributo nullo, essendo in posizione retratta, mentre, è presente un angolo di *upsweep*, nella parte posteriore della fusoliera, per il quale si calcola il relativo coefficiente di resistenza mediante l'uso della seguente relazione:

$$C_{D_{misc}} = C_{D_{upsweep}} \cong 3.83 \cdot \frac{A_{FS}}{S} \cdot (\alpha_{upsweep})^{2.5}$$

Dove A_{FS} è l'area della sezione maestra di fusoliera e $\alpha_{upsweep}$ è l'angolo di *upsweep* (preso pari a 10°).

Coefficiente di resistenza dovuta alla comprimibilità

È stato assunto come Mach di crociera il Mach di *Drag Rise* (M_{DD}) che rappresenta, secondo la definizione Boeing, il numero di Mach che comporta un incremento di resistenza pari a 20 *counts*. Per questo motivo il coefficiente di resistenza dovuto agli effetti di comprimibilità viene assunto pari a:

$$C_{D_{comp}} = K_{WD} \cdot \left\{ M - \left[M_{DD} - \left(\frac{0.002}{K_{WD}} \right)^{0.25} \right] \right\}^4$$

Dove $K_{WD} = 20$.

Coefficiente di resistenza indotta

La resistenza indotta è dovuta alla generazione di portanza sull'ala e può essere valutata attraverso la seguente relazione:

$$C_{D_{lift}}(M, Re, C_L) = K_1(AR, \lambda) \cdot C_L^2 + K_2(M, Re) \cdot C_L^2$$

Dove:

$$K_1 = \frac{C_1/C_2}{\pi \cdot AR} \quad \text{e} \quad K_2 = K_{visc} + K_{twist}$$

Il coefficiente K_{visc} è legato alla viscosità dello strato limite, nel progetto si suppone di utilizzare una *Advanced technology designs*, per il quale si ha:

$$K_{visc} = 0.15 \cdot C_{D0}$$

Il coefficiente K_{twist} tiene invece conto dello svergolamento dell'ala e nel caso di motori in ala si può assumere:

$$K_{twist} = 0.0004$$

I coefficienti C_1 e C_2 dipendono dall'allungamento alare e dal rapporto di rastremazione, come mostrato in Figura 4.9.

Il coefficiente di Oswald può essere scritto come:

$$e = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot (K_1 + K_2)} = \frac{1}{C_1/C_2 + \pi \cdot AR \cdot K_2}$$

Per velivoli da trasporto passeggeri varia tra 0.87 e 0.95.

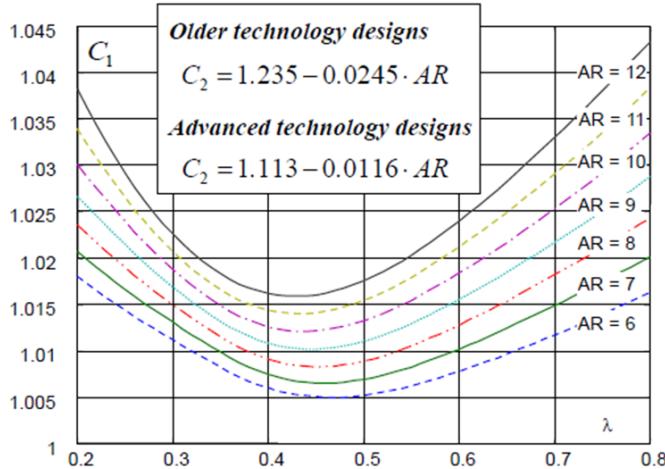


Figura 4.9 Andamento dei coefficienti C_1 e C_2

4.3 Modello dei pesi strutturali

Il modello utilizzato per la stima dei pesi strutturali di seconda approssimazione è il modello NASA CR 151970, basato su formule semi-empiriche permette di ricavare il peso dei diversi gruppi strutturali (fusoliera, impennaggi, carrelli, ecc.) a partire da parametri caratteristici di ogni componente (Figura 4.10). Il peso a vuoto operativo si ottiene dalla somma dei pesi dei vari componenti.

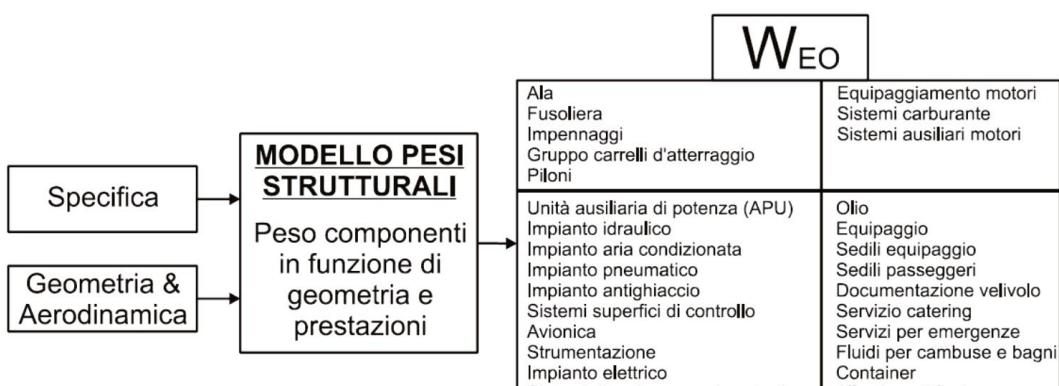


Figura 4.10 Modello NASA

Il gruppo componenti strutturali prevede i seguenti sottogruppi:

- **Gruppo fusoliera**, per velivoli medio-grandi, con $N_p > 100$ e un passo longitudinale tra le file pari a 34 in., il peso è dato da:

$$W_{fuselage} = 161 \cdot N_p - 5110$$

- **Gruppo impennaggi**, il cui peso per code di tipo convenzionale è dato da:

$$W_{tail} = 5,03 \cdot S_{tail}$$

S_{tail} è la superficie complessiva linda dei piani di coda.

- **Gruppo ala**, il cui peso è correlato alla superficie di riferimento S e ad un indice I_w (*Bending Material Weight Index*) espresso dalla seguente formula:

$$I_w = \frac{n_{ult} \cdot AR^{1.5} \cdot \left(\frac{W_{zf}}{W_{TO}}\right)^{0.5} \cdot (1 + 2\lambda) \cdot \frac{W}{S} \cdot S^{1.5} \cdot 10^{-6}}{\left(\frac{t}{c}\right) \cdot (\cos\Lambda_{25})^2 \cdot (1 + \lambda)}$$

Dove n_{ult} è il valore del fattore di carico ultimo, W_{zf} è il cosiddetto peso a *zero-fuel*.

Il peso della struttura dell'ala relativo ad un velivolo medio-grande avente $S > 83 m^2$ è dato da:

$$W_{wing} = 0.93 \cdot I_w + 6.44 \cdot S + 390$$

- **Gruppo carrelli**, il cui peso è dato dalla somma di quello dei suoi componenti:

$$W_{LG_{group}} = W_{LG_{stru}} + W_{LG_{wb}} + W_{LG_{tires}} + W_{LG_{cont}}$$

Peso della struttura: $W_{LG_{stru}} = W_{LG} \cdot (0.45 + 23.1 \cdot 10^{-8} \cdot TOGW)$

Peso delle ruote e dei freni: $W_{LG_{wb}} = W_{LG} \cdot (0.268 - 8.12 \cdot 10^{-8} \cdot TOGW)$

Peso degli pneumatici: $W_{LG_{tires}} = W_{LG} \cdot (0.152 - 8.38 \cdot 10^{-8} \cdot TOGW)$

Peso dei controlli: $W_{LG_{cont}} = W_{LG} \cdot (0.130 - 6.56 \cdot 10^{-8} \cdot TOGW)$

Il parametro W_{LG} dipende dalle dimensioni del velivolo ed è dato da:

$$W_{LG} = 0.044 \cdot TOGW - 672$$

- **Piloni di attacco gondole**, il loro peso è dato da:

$$W_{pyl} = S_{pyl} \cdot N_e \cdot (8.0 + 0.0144 \cdot I_{pyl})$$

S_{pyl} rappresenta la superficie laterale del pilone di attacco e I_{pyl} è dato da:

$$I_{pyl} = \frac{W_{dem} \cdot L_{pyl}}{S_{pyl} \cdot H_{pyl}}$$

I termini L_{pyl} e H_{pyl} rappresentano grandezze geometriche, mentre W_{dem} il peso del motore non installato.

- **Gondole motori**, il cui peso è espresso da:

$$W_{cowl} = 0.0415 \cdot N_e \cdot I_c$$

N_e indica il numero dei motori, mentre il parametro I_c è dato da:

$$I_c = (1.316 + 0.0125D_f)L_f D_f + L_f D_f + (1.316 + 0.0191D_f) \cdot L_{fex} D_f + L_c D_c$$

4.4 Modello delle prestazioni

Il modello delle prestazioni si basa sul metodo delle frazioni in peso di carburante, come quello utilizzato per la fase preliminare, ma con un modello più accurato con lo schema della missione di progetto riportato in Figura 4.11.

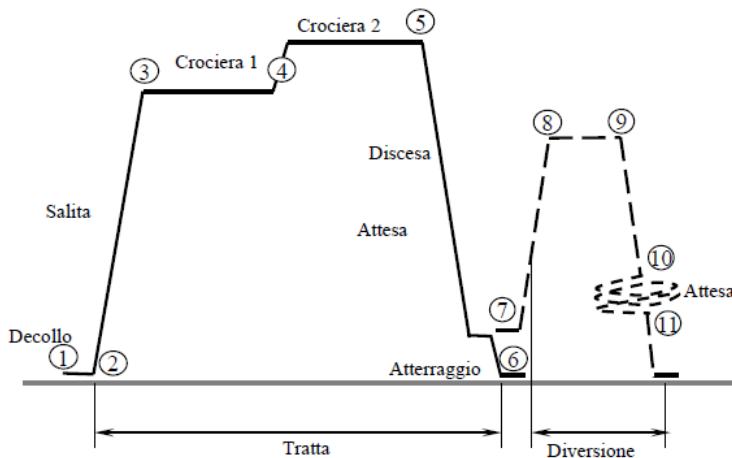


Figura 4.11 Fasi della missione di progetto

Si associa ad ogni segmento una frazione in peso di carburante, riportata in Tabella 4.3. Le fasi di crociera, sia per la missione che per la diversione, sono analizzate con un programma di massima autonomia chilometrica di tipo *Step Cruise*, a quota e velocità costanti. Si sceglie di suddividere la crociera in due tratti, con un incremento di quota (*step*) pari a 4000 ft tra un tratto e l'altro. La variazione di quota consente di ripristinare l'assetto di inizio crociera, in modo tale da compensare la diminuzione di peso con una pressione dinamica minore, quindi si ha $C_{L_4} = C_{L_3}$.

La crociera in diversione invece si effettua in un unico tratto.

La fase di attesa, sia per la missione che per la diversione, è percorsa con un programma di massima autonomia oraria, a quota e velocità costanti. La velocità si assume pari a quella di efficienza massima V_{OSE} (*Optimum Specific Endurance*).

Il tempo di attesa è stabilito dalla specifica ed è pari a 8 min per il *loiter* a fine missione.

Tratto	Fase di volo	Frazione di carburante
1-2	Decollo	$\frac{W_2}{W_{TO}} = 0,970$
2-3	Salita	$\frac{W_3}{W_2} = 0,985$
3-4	1° Tratto di crociera	$\frac{W_4}{W_3} = \frac{1 - \frac{q_{cr_1} \cdot C_{L_3}}{W_3/S} \cdot \tan\left(\frac{X_{cr} \cdot SFC_1}{2 \cdot V_3 \cdot E_{max}}\right)}{1 + \frac{W_3/S}{q_{cr_1} \cdot C_{L_3}} \cdot \tan\left(\frac{X_{cr} \cdot SFC_1}{2 \cdot V_3 \cdot E_{max}}\right)}$
4-5	2° Tratto di crociera	$\frac{W_5}{W_4} = \frac{1 - \frac{q_{cr_2} \cdot C_{L_4}}{W_4/S} \cdot \tan\left(\frac{X_{cr} \cdot SFC_2}{2 \cdot V_4 \cdot E_{max}}\right)}{1 + \frac{W_4/S}{q_{cr_2} \cdot C_{L_4}} \cdot \tan\left(\frac{X_{cr} \cdot SFC_2}{2 \cdot V_4 \cdot E_{max}}\right)}$
5-6	Discesa	$\frac{W_6}{W_5} = 0,995$
6-7	Attesa	$\frac{W_7}{W_6} = \frac{1 - \frac{q_{loim} \cdot C_{L_6}}{W_6/S} \cdot \tan\left(\frac{\Delta t_{loim} \cdot SFC_{loim}}{2 \cdot E_{max}}\right)}{1 + \frac{W_6/S}{q_{loim} \cdot C_{L_6}} \cdot \tan\left(\frac{\Delta t_{loim} \cdot SFC_{loim}}{2 \cdot E_{max}}\right)}$
7-8	Discesa ed atterraggio	$\frac{W_7}{W_6} = 1$
7-9	Salita in diversione	$\frac{W_9}{W_7} = 1$
9-10	Crociera in diversione	$\frac{W_{10}}{W_9} = \frac{1 - \frac{q_{div} \cdot C_{L_{div}}}{W_9/S} \cdot \tan\left(\frac{X_{div} \cdot SFC_{div}}{V_9 \cdot E_{max}}\right)}{1 + \frac{W_9/S}{q_{div} \cdot C_{L_{div}}} \cdot \tan\left(\frac{X_{cr} \cdot SFC_{div}}{V_9 \cdot E_{max}}\right)}$
10-11	Discesa in diversione	$\frac{W_{11}}{W_{10}} = 1$
11-12	Attesa in diversione	$\frac{W_{12}}{W_{11}} = \frac{1 - \frac{q_{loid} \cdot C_{L_{11}}}{W_{11}/S} \cdot \tan\left(\frac{\Delta t_{loid} \cdot SFC_{loid}}{2 \cdot E_{max}}\right)}{1 + \frac{W_{11}/S}{q_{loid} \cdot C_{L_{11}}} \cdot \tan\left(\frac{\Delta t_{loid} \cdot SFC_{loid}}{2 \cdot E_{max}}\right)}$

Tabella 4.3 Frazioni in peso per le diverse fasi di volo

Dopo aver calcolato le frazioni in peso per ogni fase della missione di volo, la frazione del combustibile necessaria alla missione ordinaria è data da:

$$\left(\frac{W_{Fmis}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) = 1 - \left(\frac{W_2^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) \cdot \left(\frac{W_3^{(i)}}{W_2^{(i)}} \right) \cdot \left(\frac{W_4^{(i)}}{W_3^{(i)}} \right) \cdot \left(\frac{W_5^{(i)}}{W_4^{(i)}} \right) \cdot \left(\frac{W_6^{(i)}}{W_5^{(i)}} \right)$$

Il carburante di riserva è dato dalla somma del carburante necessario alla fase di diversione, e un contributo pari al 5% di quello stimato per la missione:

$$\left(\frac{W_{F-ris}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) = 0.05 \cdot \left(\frac{W_{F-mis}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) + \left(1 - \frac{W_{F-mis}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) \cdot \left[1 - \left(\frac{W_9^{(i)}}{W_7^{(i)}} \right) \cdot \left(\frac{W_{10}^{(i)}}{W_9^{(i)}} \right) \cdot \left(\frac{W_{11}^{(i)}}{W_{10}^{(i)}} \right) \cdot \left(\frac{W_{12}^{(i)}}{W_{11}^{(i)}} \right) \right]$$

La stima del peso di carburante sul peso al decollo sarà data da:

$$\left(\frac{W_F^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) = \left(\frac{W_{F-mis}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right) + \left(\frac{W_{F-ris}^{(i)}}{W_{TO}^{(i)}} \right)$$

4.5 Analisi della procedura

La procedura prevede due cicli: un ciclo esterno riguardante i pesi ed uno interno riguardante geometria ed aerodinamica. Ad ogni ciclo si esegue il calcolo del peso al decollo, che verrà utilizzato come dato iniziale della nuova iterazione, finché non si ottiene un errore percentuale tale da considerare raggiunta la convergenza quando:

$$\frac{|W_{TO}^{(i+1)} - W_{TO}^{(i)}|}{W_{TO}^{(i)}} \leq 0.01$$

Inizialmente si assume $S_{rif}/S_{md} = 1$ e si definiscono tutte le possibili configurazioni (27 in totale), in uscita dal modello geometria e aerodinamica, ottenendo così la superficie di minima resistenza S_{md} quando è verificata:

$$\frac{|S_{md}^{(i+1)} - S_{md}^{(i)}|}{S_{md}^{(i)}} \leq 0.01$$

Si fanno poi variare le 27 configurazioni con i vari rapporti S_{rif}/S_{md} ottenendo le 216 configurazioni possibili.

Si riportano di seguito i grafici che rappresentano l'andamento delle grandezze risultanti dal dimensionamento di alta velocità al variare dei parametri di progetto.

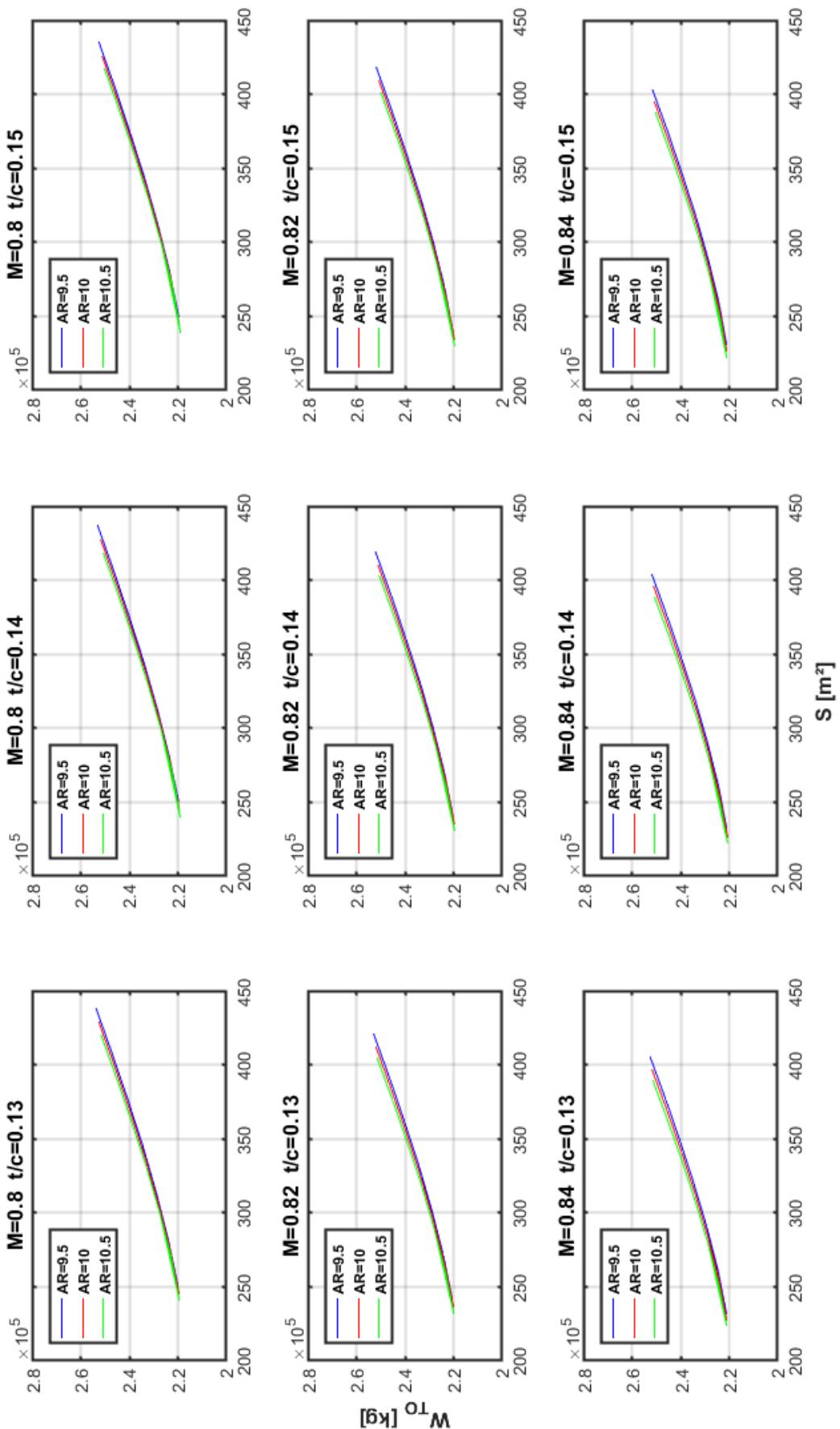


Figura 4.12 Peso al decollo

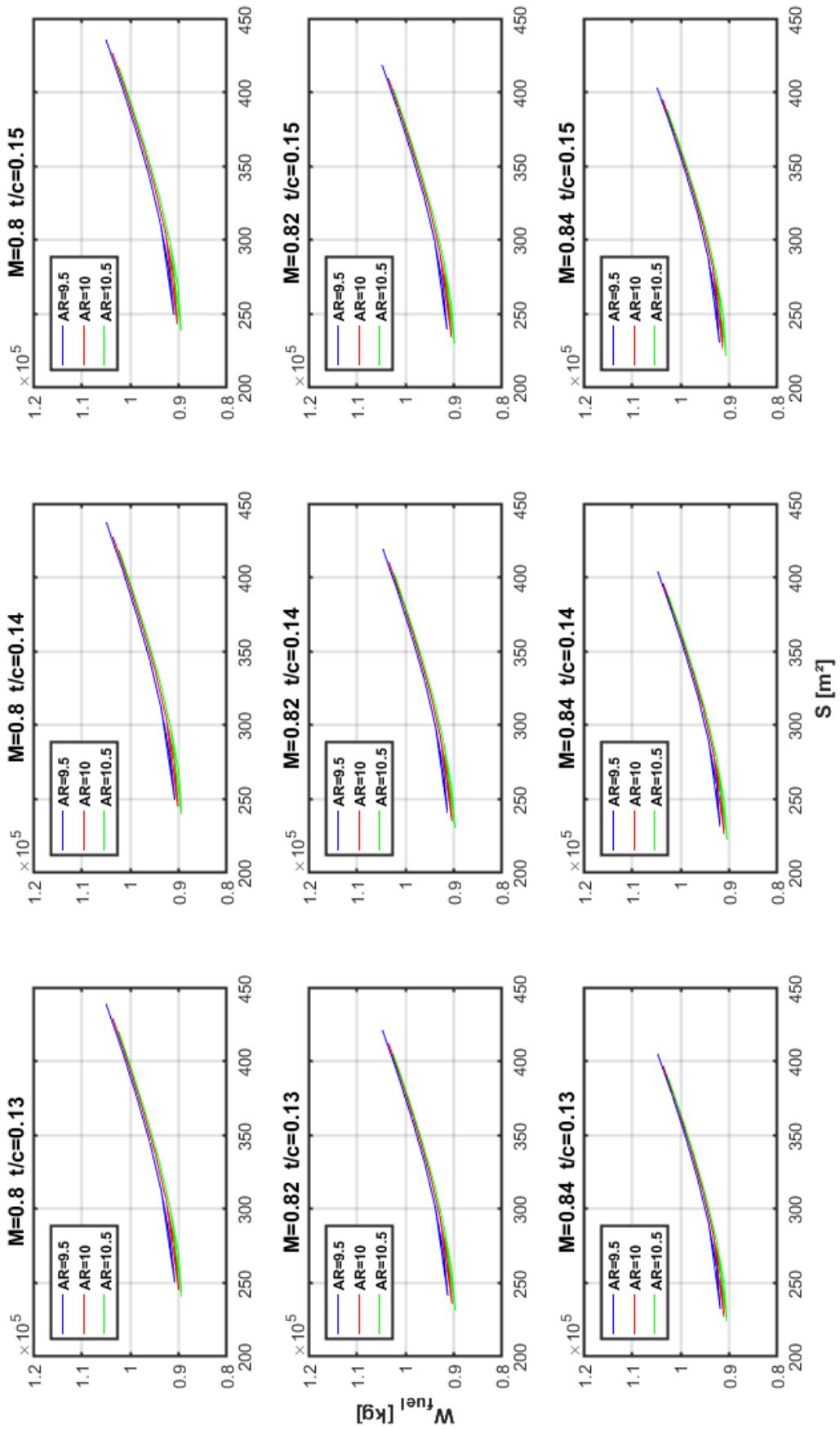


Figura 4.13 Peso del combustibile

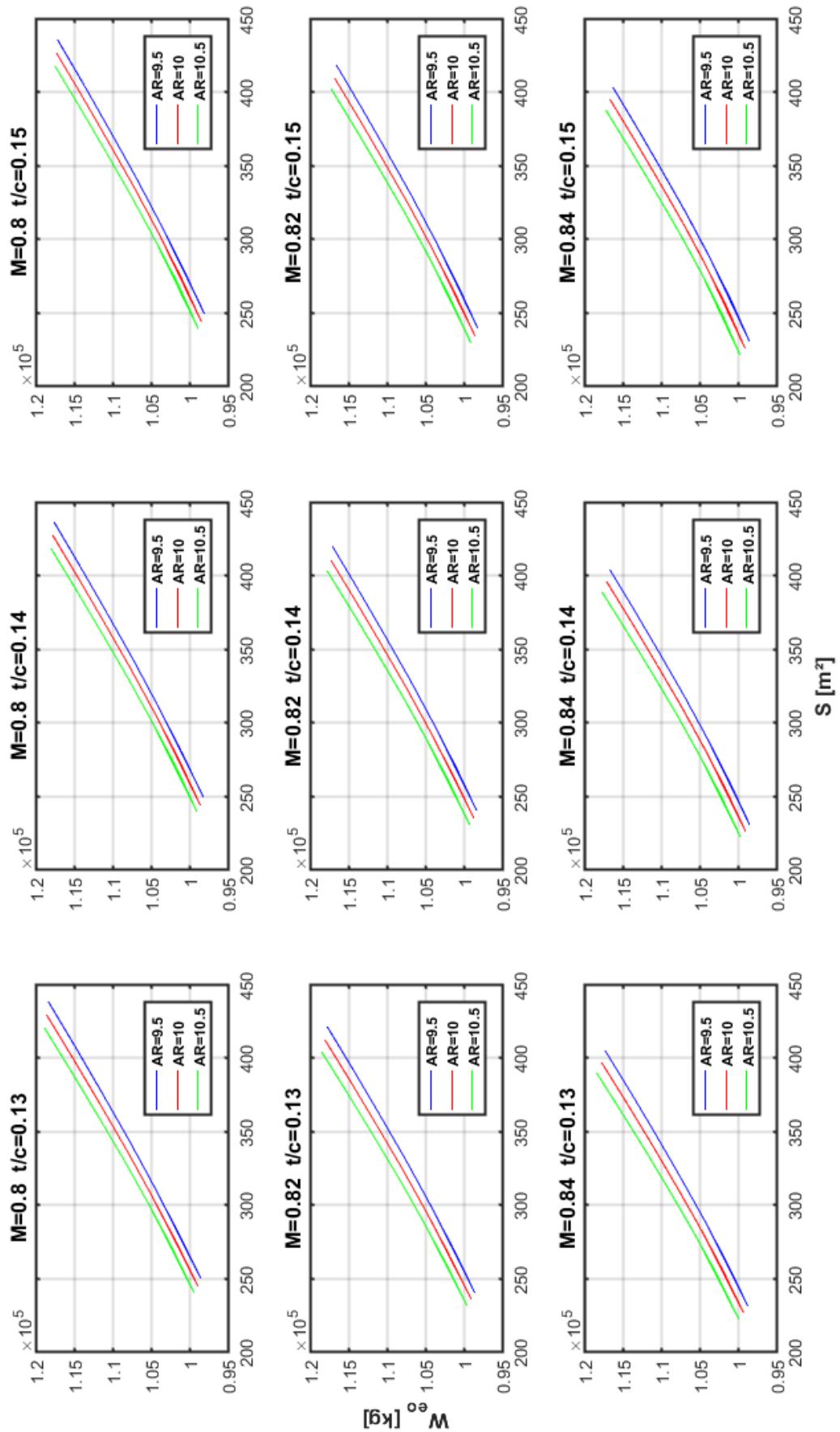


Figura 4.14 Peso a vuoto operativo

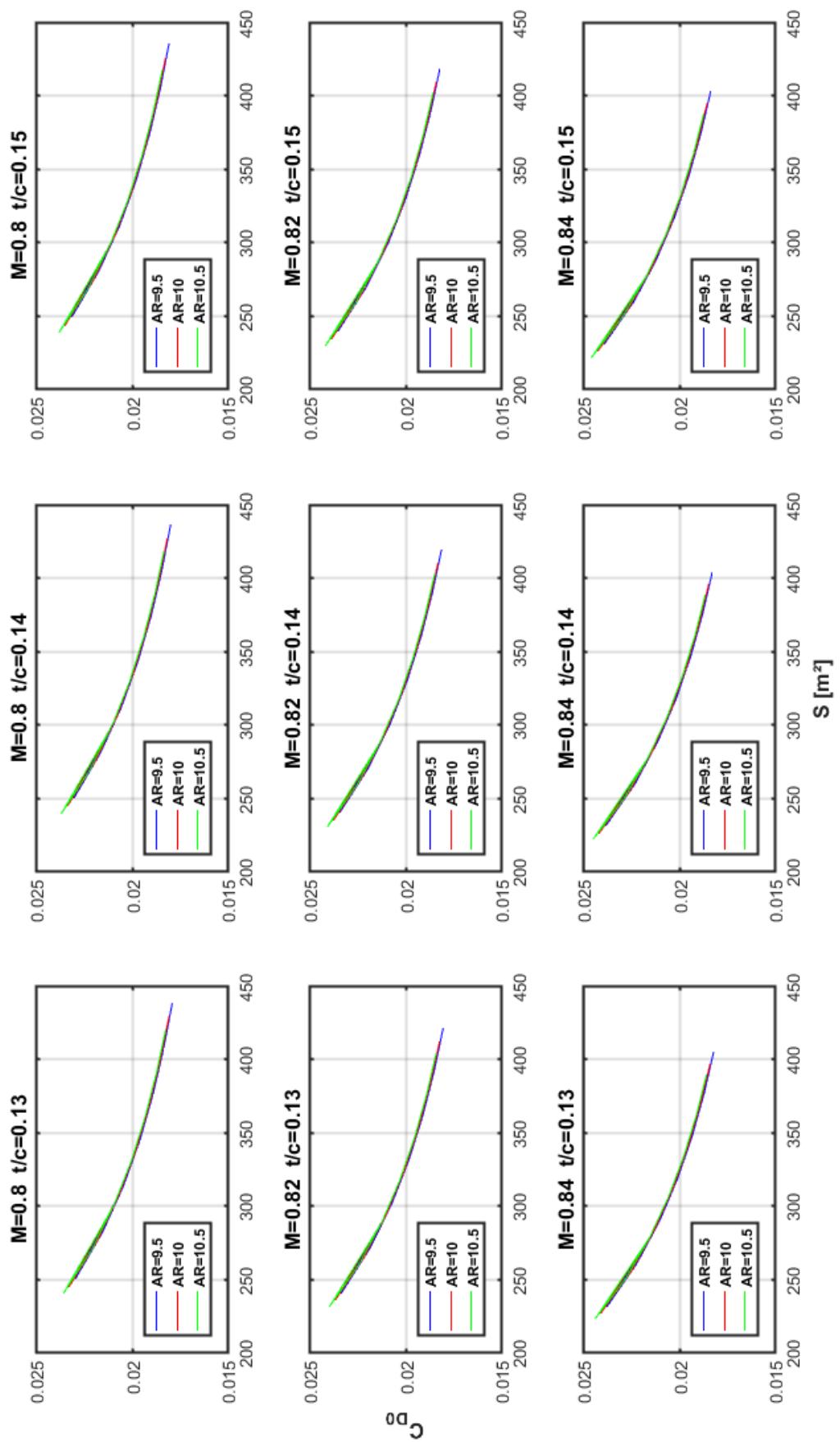


Figura 4.15 Coefficiente di resistenza parassita

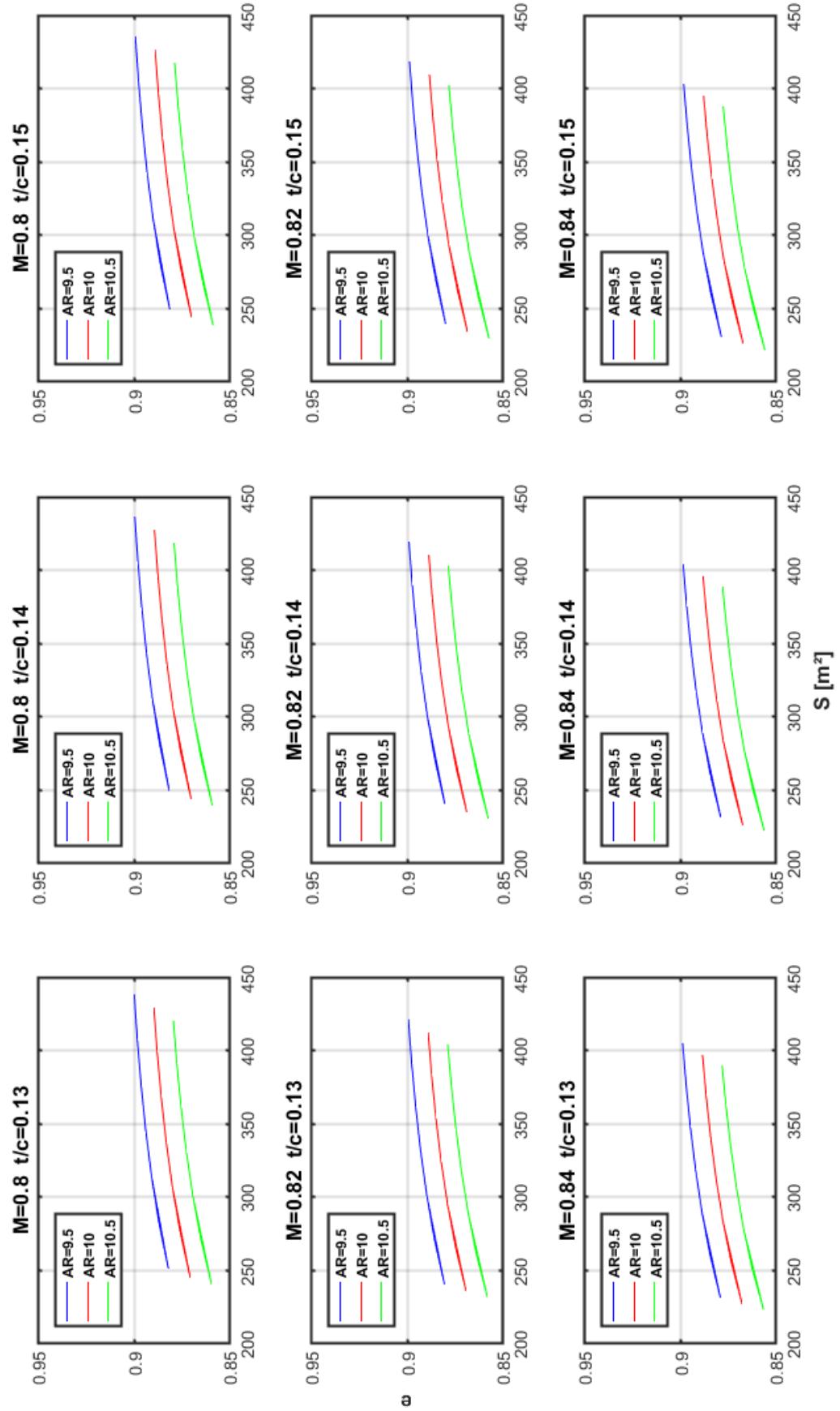


Figura 4.16 Fattore di Oswald

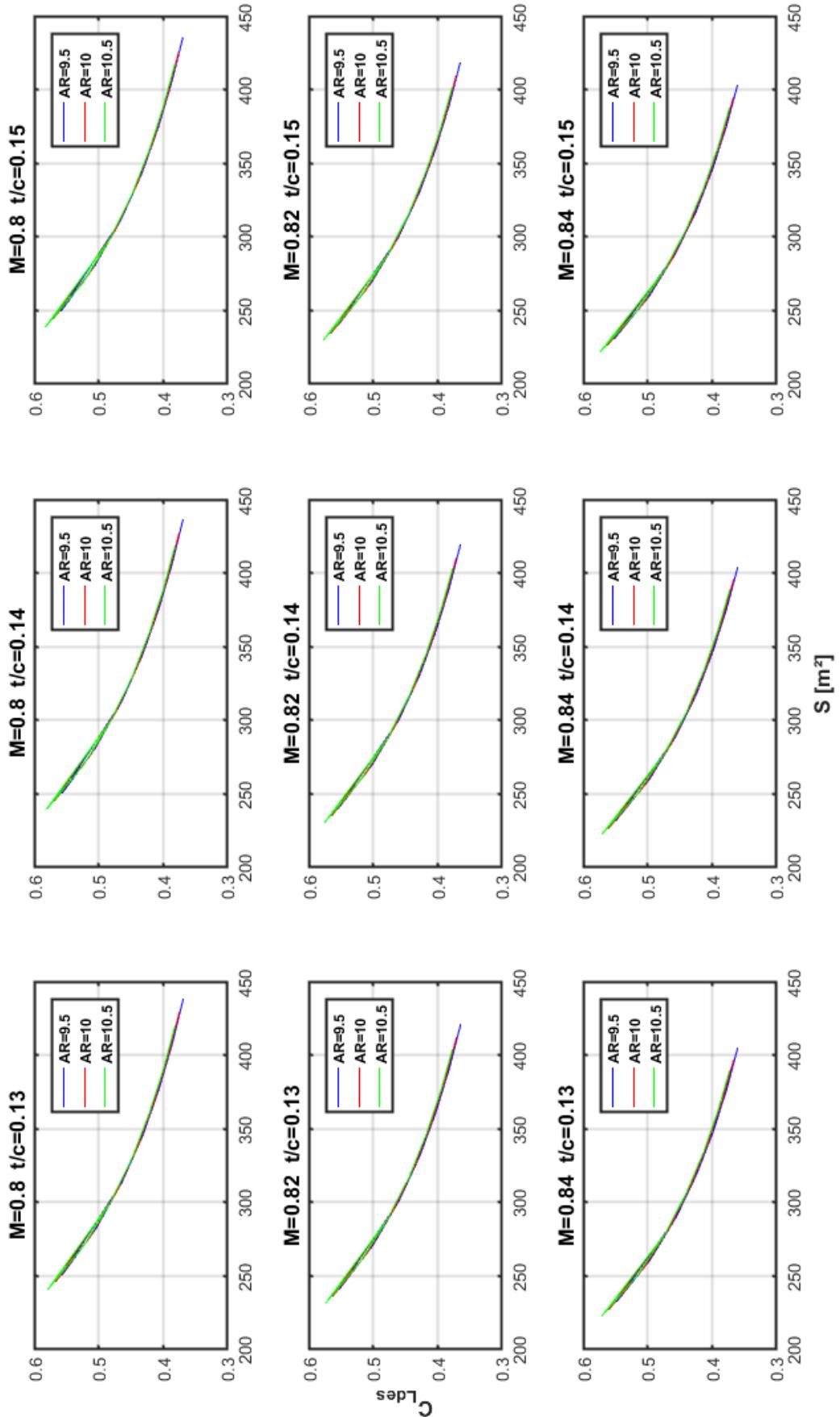


Figura 4.17 Coefficiente di portanza

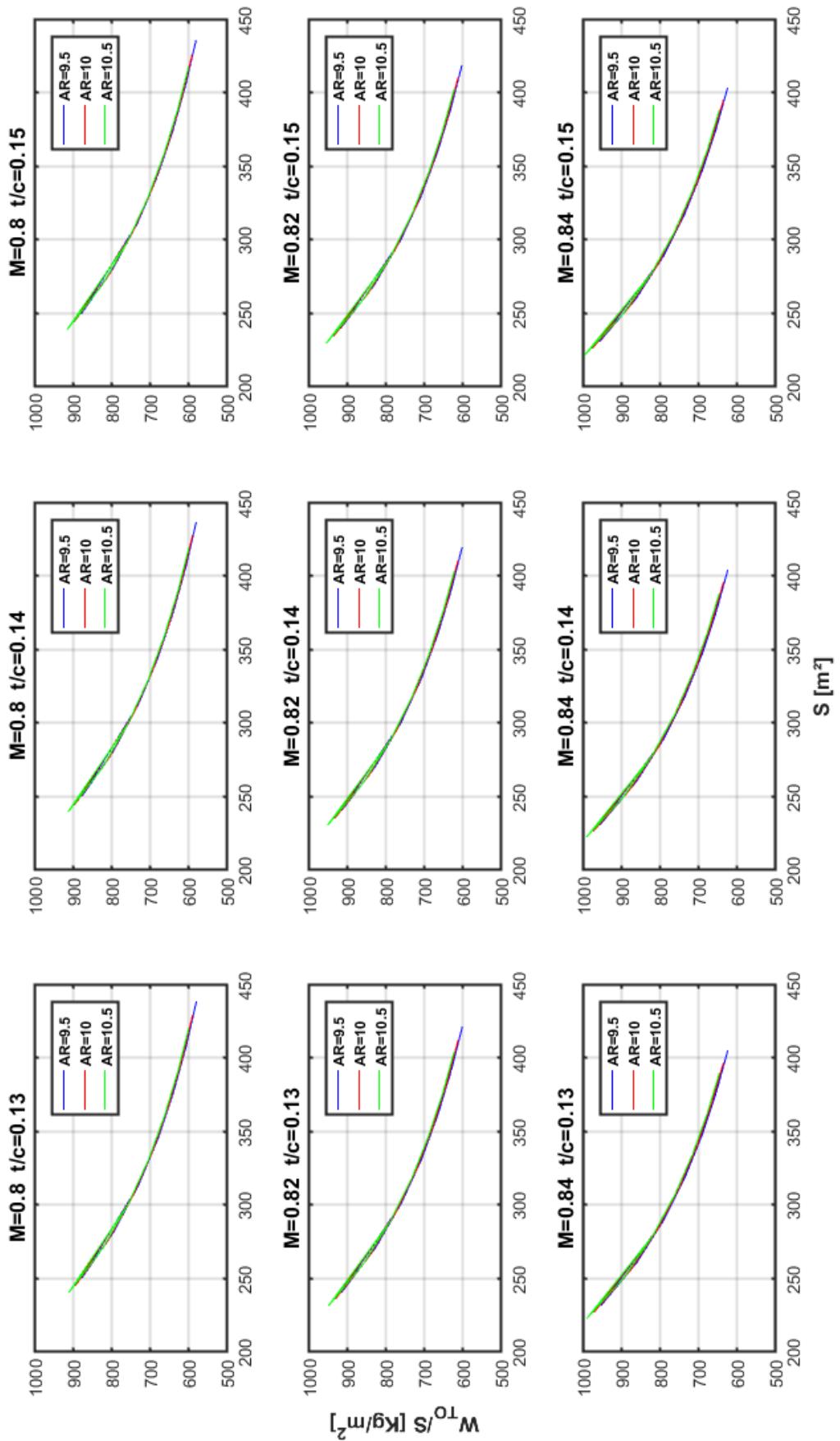


Figura 4.18 Carico alare

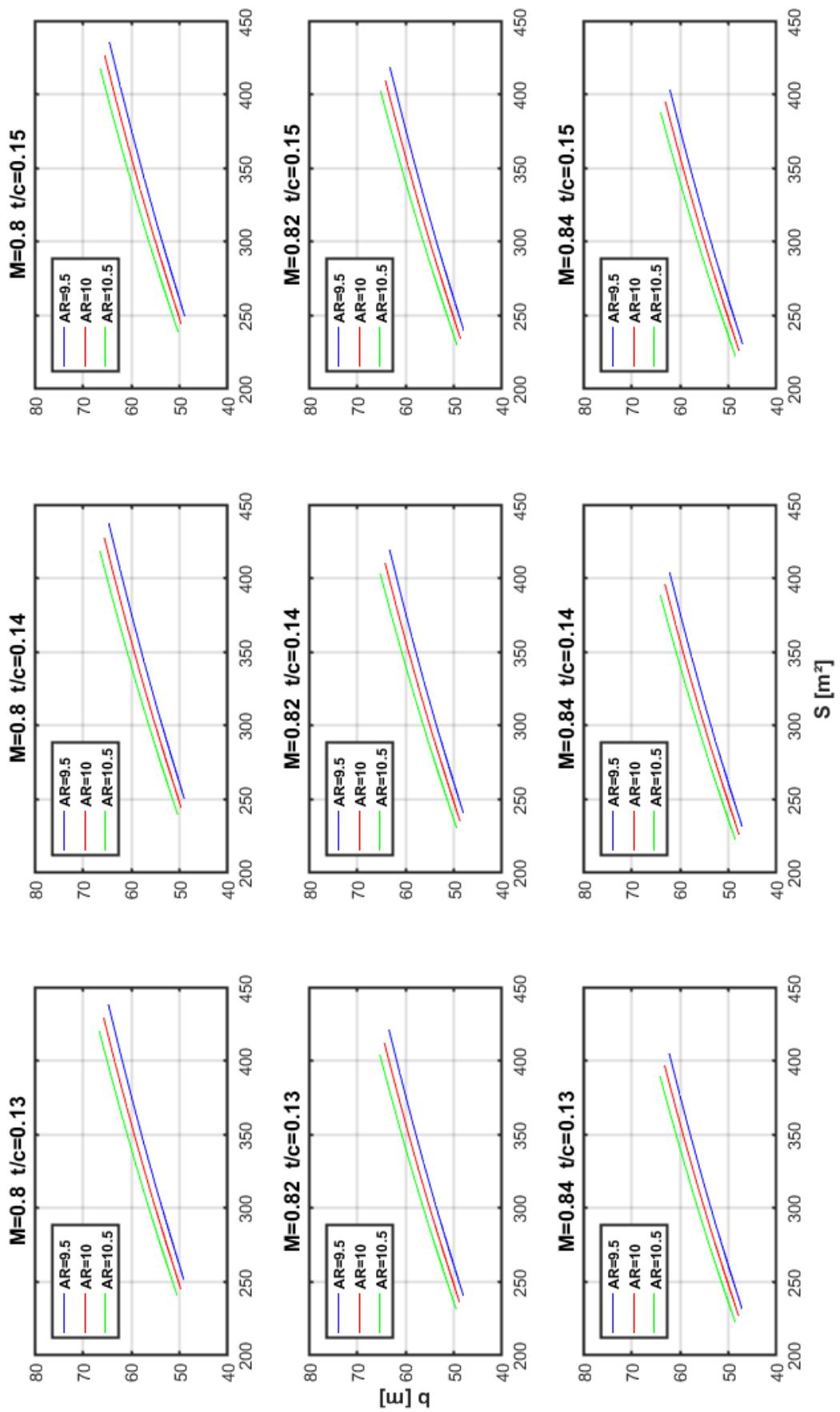


Figura 4.19 Apertura alare

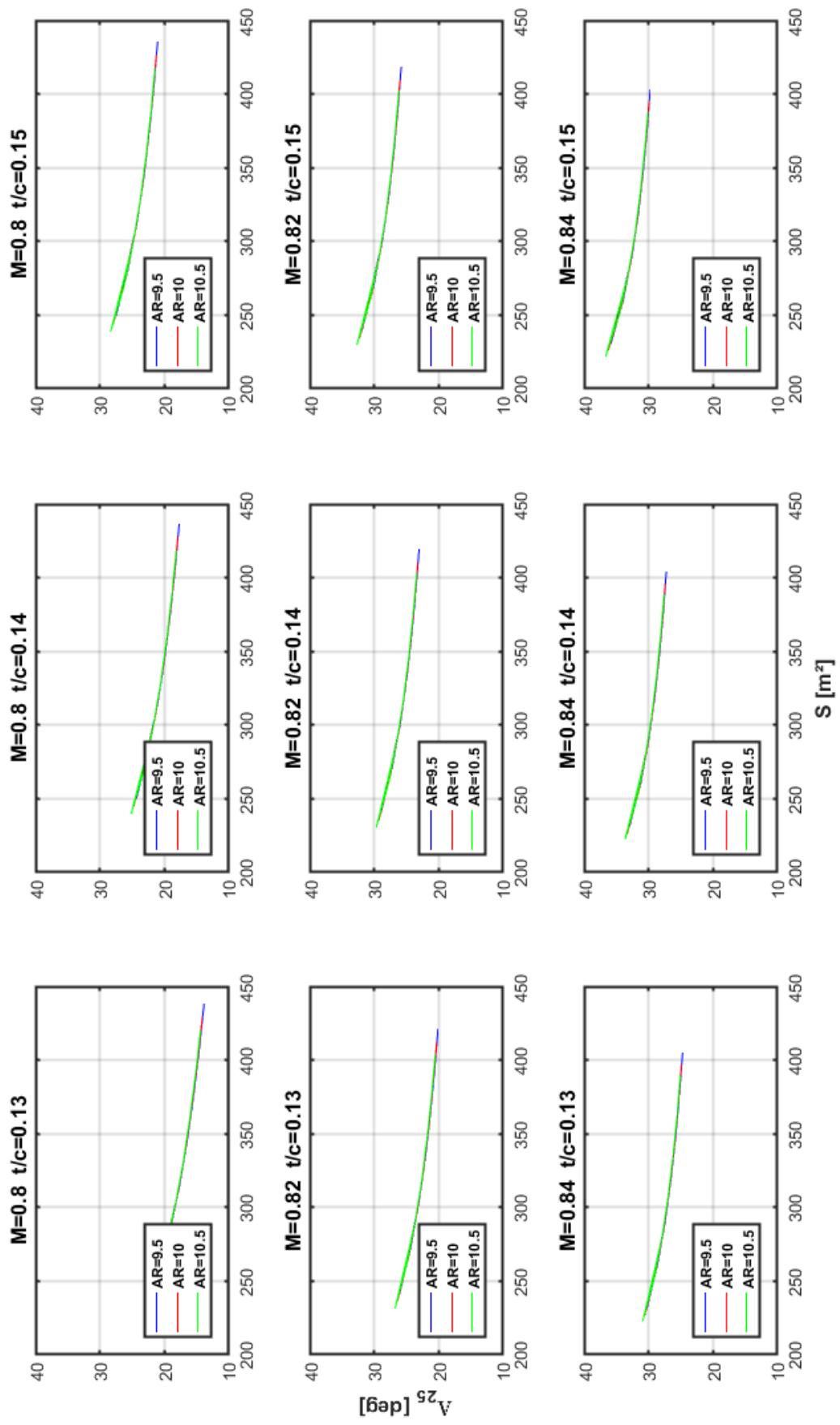


Figura 4.20 Angolo di freccia

Capitolo 5

Verifiche di Progetto

5.1 Introduzione

Lo scopo di questa analisi è quello di selezionare, tra le configurazioni di alta velocità, quelle che soddisfano i requisiti di alta e bassa velocità:

- Verifiche di alta velocità:
 1. Verifica della capacità dei serbatoi;
 2. Verifica della spinta installata disponibile in crociera;
 3. Verifica dell'angolo di freccia;
 4. Verifica della scalatura del motore.
- Verifiche di bassa velocità:
 1. Verifica delle prestazioni in decollo;
 2. Verifica delle prestazioni di atterraggio.

5.2 Verifiche di alta velocità

5.2.1 Verifica della capacità dei serbatoi

La capacità dei serbatoi deve essere maggiore rispetto al carburante strettamente necessario per compiere la missione di riferimento con incluse le riserve. Il requisito AEA prevede che la capacità dei serbatoi non debba essere inferiore alla differenza tra il peso massimo al decollo ed il peso a vuoto operativo (*Zero fuel weight*) sommato con il 50% del VLP (*Volume Limited Payload*):

$$V_{tank} \geq V_{nec\ AEA}$$
$$V_{nec\ AEA} = \frac{W_{TO} - (W_{EO} + 0,5 \cdot VLP)}{\rho_{fuel}}$$

Dove anche la densità del carburante è imposta dalla normativa e vale 790 kg/m^3 .

Il volume dei serbatoi V_{tank} si ricava dal progetto di alta velocità, si esegue il controllo e si scartano le configurazioni non rispondenti al requisito.

5.2.2 Verifica della spinta installata in crociera

Il sistema propulsivo, in accordo con le normative AEA, deve essere in grado di fornire la spinta necessaria al volo livellato durante la fase di crociera, in modo tale da assicurare all'aereo la possibilità di un rateo di salita pari a 300 ft/min alla velocità massima.

La verifica si effettua all'inizio della crociera, dato che rappresenta la condizione più gravosa da soddisfare per la spinta, essendo il peso più elevato.

Questo requisito può essere scritto come:

$$T_{inst} \geq T_{nec}$$

Dove T_{inst} è la spinta disponibile in crociera, mentre T_{nec} la spinta necessaria. È possibile esplicitare quest'ultimo termine come segue:

$$T_{nec} = D_{cruise} + \gamma \cdot W_{cruise_{start}}$$

Dove γ rappresenta l'angolo di salita del velivolo e D la resistenza aerodinamica, queste due quantità possono essere espresse da:

$$\begin{aligned}\gamma &= \frac{\dot{h}}{V_{cruise}} \\ D_{cruise} &= \frac{1}{2} \rho S V_{cruise}^2 (C_D + K C_L^2)\end{aligned}$$

Il termine \dot{h} rappresenta il rateo di salita e viene stabilito dalla normativa AEA, pari a 300 ft/min (1.524 m/s).

Si calcolano i valori di T_{inst} e di T_{nec} per ogni configurazione ottenuta dal progetto di alta velocità, si esegue il controllo e si scartano le configurazioni non rispondenti al requisito.

5.2.3 Verifica dell'angolo di freccia

L'angolo di freccia dell'ala calcolato al 25% della corda non deve essere inferiore a 25° , in modo tale da permettere il corretto alloggiamento dei carrelli principali retratti.

L'angolo di freccia inoltre deve essere inferiore a 35° sia per motivi strutturali, in quanto aumenta la torsione sull'ala, che aerodinamici, dato che favorisce lo stallo all'estremità. Il requisito impone dunque:

$$25^\circ < \Lambda_{25} < 35^\circ$$

5.2.4 Verifica della scalatura del motore

Si deve verificare che l'*Engine Scale Factor* ESF sia compreso nell'intervallo [0.8 ; 1.2]. Verranno scartate tutte le configurazioni fuori da questo intervallo.

5.3 Verifiche di bassa velocità

Per ogni configurazione che ha superato le verifiche di alta velocità, si esegue il dimensionamento di bassa velocità, relativo al soddisfacimento di opportuni requisiti per la fase di decollo e di atterraggio.

5.3.1 Manovra di decollo

La manovra di decollo (*Takeoff path*) è formata dalla distanza necessaria per alzarsi in volo (*Takeoff distance*) e da tre segmenti di salita (*Takeoff flight path*), come stabilito da normativa e come illustrato in Figura 5.1.

La distanza necessaria ad alzarsi in volo è caratterizzata da una fase a terra (*Ground rolling*), in cui il velivolo accelera lungo la pista fino a raggiungere la velocità di *Lift Off*. In corrispondenza di questa velocità il velivolo si considera completamente staccato dalla pista. La manovra è considerata conclusa quando il velivolo raggiunge la quota di 35 ft, detta altezza dell'ostacolo, con una velocità V_2 pari a 1,2 volte la velocità di stallo.

I tre segmenti di salita sono i seguenti:

1. Il primo segmento, che inizia subito dopo aver concluso la fase di *lift off*, avviene con carrello e ipersostentatori estratti;
2. Il secondo segmento si estende fino a raggiungere una quota di 400 ft, durante questa fase il carrello viene retratto;

3. Il terzo segmento finisce al raggiungimento di una quota pari a 1500 ft, durante questa fase gli ipersostentatori vengono gradualmente retractati.

La manovra di decollo si considera conclusa al raggiungimento della quota di 1500 ft.

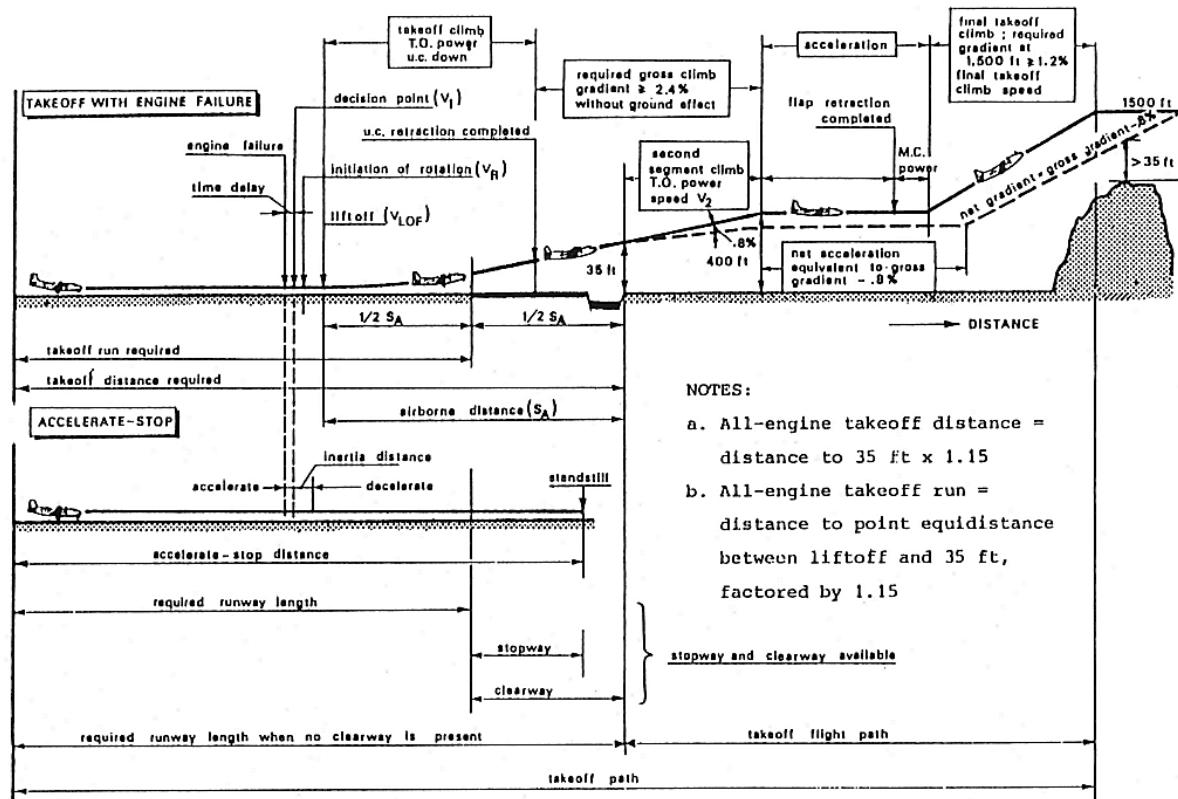


Figura 5.1 Schema della manovra di decollo

Le normative FAR stabiliscono delle prescrizioni regolamentari che tutelano la sicurezza in decollo del velivolo. Nel caso di avaria di un motore, prevedono:

- Se il guasto si verifica ad una velocità inferiore a quella decisionale (V_1), la manovra di decollo deve poter essere interrotta in sicurezza, mentre se avviene ad una velocità maggiore deve poter essere completata, consentendo il superamento di un ostacolo alto 35 ft posto a fine pista.
- Nel caso in cui il decollo sia avvenuto con un motore in avaria, è necessario soddisfare i requisiti minimi nei tre segmenti di salita successivi alla fase di *ground roll*. Le normative FAR 25 fissano questi requisiti indicandoli attraverso velocità minime e gradienti di salita (CGR) minimi, questi valori sono riportati nella Tabella 5.1.

	1° Segmento	2° Segmento	3° Segmento
Normativa	<i>FAR 25.121a</i>	<i>FAR 25.121b</i>	<i>FAR 25.121c</i>
Gradiente di salita (CGR)	≥ 0.0	0.024	0.012
Numero di motori in avaria (Na)	1	1	1
Peso del velivolo (W)	W_{TO}	W_{TO}	W_{TO}
Carrelli	<i>Estratti</i>	<i>Retratti</i>	<i>Retratti</i>
Flap	<i>Decollo</i>	<i>Decollo</i>	<i>Retratti</i>
Spinta	<i>Max rated</i>	<i>Max rated</i>	<i>Continuativa</i>
Velocità	$1.2 V_{ST_{TO}}$	$1.2 V_{ST_{TO}}$	$1.25 V_{ST_{TO}}$

Tabella 5.1 Requisiti per i segmenti di salita

Secondo quanto richiesto dalla specifica tecnica, l'aereo deve decollare da una pista posta al livello del mare lunga 3000 m.

Al fine di verificare i requisiti appena illustrati si definisce la *Balanced Field Length (BFL)*, come la lunghezza di pista necessaria al velivolo per effettuare il decollo in sicurezza. Nel caso di avaria di un motore, una volta raggiunta la velocità decisionale V_1 durante la fase di rullaggio, la BFL rappresenta la lunghezza di pista necessaria ad arrestare il velivolo e si può dimostrare che questa lunghezza coincide con quella necessaria a terminare il decollo in sicurezza.

Occorre dunque garantire che la lunghezza di campo bilanciata sia minore o uguale alla lunghezza della pista di decollo definita da specifica. Per questo motivo si assume la BFL pari alla lunghezza di pista richiesta da specifica.

La lunghezza di pista necessaria al decollo è legata ai parametri caratteristici del velivolo mediante la definizione del *Takeoff Parameter (TOP)*, come illustrato in Figura 5.2.

L'espressione del *TOP* è la seguente:

$$TOP = \frac{\frac{W}{S}}{\sigma \left(\frac{T}{W} \right) C_{L_{MAX}}^{TO}}$$

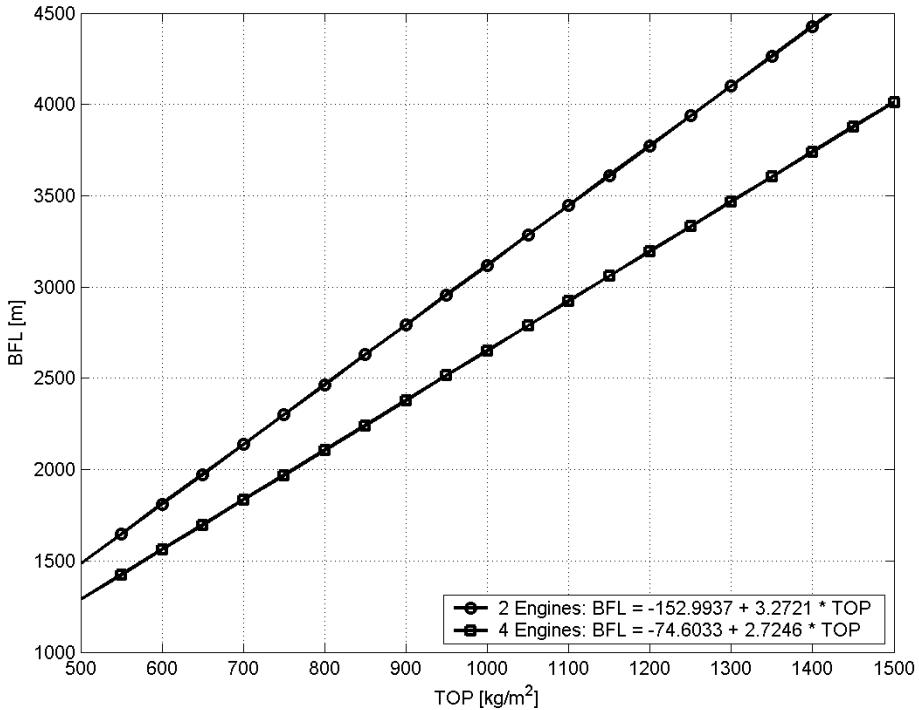


Figura 5.2 Relazione tra il BFL e il TOP

Il parametro σ indica il rapporto tra le densità: $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$

Dalla Figura 5.2 si ricava il valore del TOP per ogni configurazione del velivolo, necessario a garantire che il decollo sia effettuato in completa sicurezza. Invertendo la relazione si ricava il rapporto spinta-peso al decollo in funzione del massimo coefficiente di portanza:

$$\frac{T_{pf}}{W_{TO}} = \frac{(1.1)^2 \cdot \frac{W_{TO}}{S}}{\sigma \cdot TOP \cdot C_{L_{MAX}}^{TO}}$$

Attraverso questa formula si trova il rapporto spinta-peso minimo, di cui deve disporre il velivolo, per un dato valore del $C_{L_{MAX}}^{TO}$, in modo tale da poter decollare in totale sicurezza.

Definizione dei segmenti di salita

La riduzione di spinta, derivante da una eventuale avaria del motore, può essere tenuta in conto tramite un opportuno coefficiente che va moltiplicato per il rapporto spinta-peso e si indica con K_{OEI} (*One Engine Inoperative*):

$$K_{OEI} = \frac{N_{eng} - N_a}{N_{eng}}$$

Dove N_{eng} indica il numero di motori del velivolo e N_a il numero di motori in avaria (stabilito dalla normativa). Nel caso di un velivolo bimotore questo parametro vale 0,5.

Il rapporto spinta-peso al generico segmento i è dato da:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{CGR_i}{K_{OEI}} + \frac{C_{D0i}}{K_{OEI} \cdot \left(V_{st}^{TO}/V\right)^2} \cdot \frac{1}{C_{Lmax}^{TO}} + \frac{\left(V_{st}^{TO}/V\right)^2}{K_{OEI} \cdot \pi e AR} \cdot C_{Lmax}^{TO}$$

In Figura 5.3, si riporta il grafico di questa funzione per ogni segmento di salita.

Il rapporto spinta-peso calcolato dalla formula precedente è basato sulla spinta erogata dal motore durante la fase di salita e non su quella a punto fisso (utilizzata per la costruzione del grafico e trovata nel progetto di alta velocità). Per questo motivo si utilizza la seguente relazione che lega la spinta installata a quella a punto fisso:

$$\frac{T}{T_{pf}} = \left\{ 1 - \frac{0.433 \cdot (1 + BPR)}{\sqrt{1 + 0.75 \cdot BPR}} \cdot M + (0.9 + 0.118) \cdot M^2 \right\} \cdot \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.6}$$

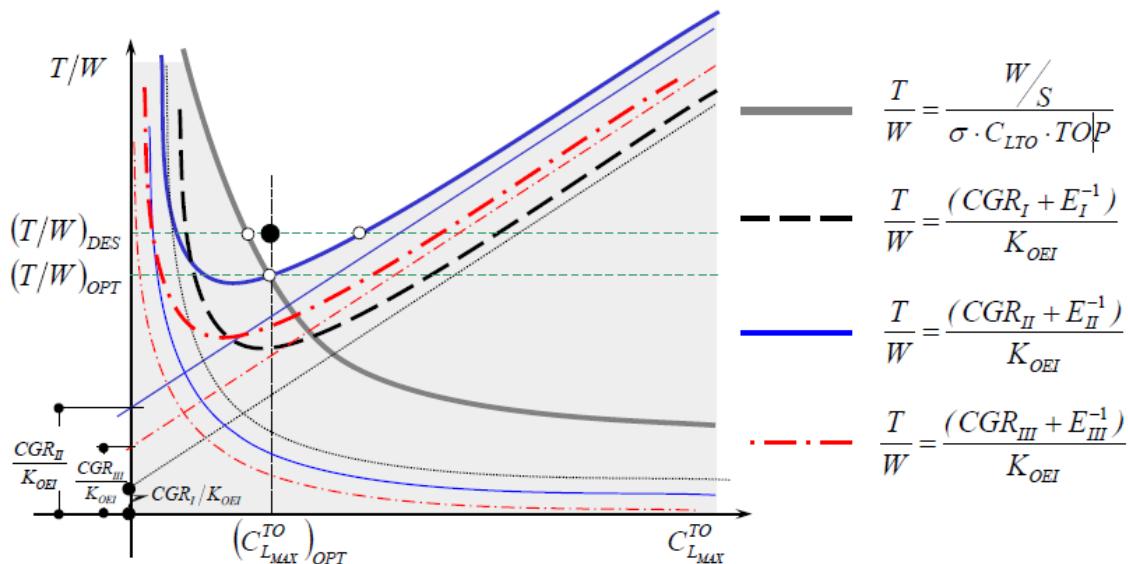


Figura 5.3 Andamento della curva spinta-peso

Il coefficiente di resistenza a portanza nulla varia a seconda della configurazione analizzata, a causa dell'effetto di interferenza aerodinamica dovuto all'estrazione dei carrelli e dei *flaps*. Si trascurano invece gli effetti relativi al coefficiente di Oswald e si assume pari a quello calcolato nel progetto di alta velocità.

Per quanto riguarda l'effetto dei *flaps* sul coefficiente di resistenza, si utilizza la seguente formula (tratta dal Raymer):

$$\Delta C_{D0_flaps} = 0.0023 \cdot \frac{b_F}{b} \cdot \delta_{flap}$$

Dove δ_{flap} rappresenta l'angolo di deflessione dei flap, assunto pari a 20° nella fase di decollo, mentre, il rapporto tra l'apertura alare con i flap b_F e l'apertura alare b risulta pari a 0,63.

Il contributo dato dal carrello al coefficiente di resistenza è dato da:

$$\Delta C_{D0_gear} = K_{gear} \cdot \frac{S_{gear}}{S}$$

Il coefficiente K_{gear} tiene conto del tipo di progetto aerodinamico relativo all'architettura del carrello, che nel caso del progetto in esame è quella classica con un carrello *main* costituito da due gambe e due ruote per gamba ed un carrello *nose* costituito da una gamba e due ruote per gamba. ed è dato dalla seguente formula:

$$K_{gear} = (0.25 + 0.15 + 0.05) \cdot 1.27$$

I coefficienti nella parentesi derivano dal tipo di ruote utilizzate, dalla presenza di ruote in tandem, dalla presenza di carenature, ecc.; il coefficiente moltiplicativo 1.27 invece, è dovuto alla mutua interferenza tra i componenti e al fatto che i carrelli sono retrattili.

A questo punto bisogna verificare che la spinta installata a punto fisso non sia inferiore alla spinta necessaria a consentire il soddisfacimento dei requisiti normativi (FAR25) nei tre segmenti di salita:

$$0.95 \cdot \left(\frac{T_{pf}}{W_{TO}} \right)_{inst} \geq \left(\frac{T_{pf}}{W_{TO}} \right)_{nec}$$

Si considera un margine di sicurezza pari al 5%.

5.3.2 Verifica di atterraggio

La manovra di atterraggio (*landing*) è costituita dalle seguenti fasi (Figura 5.4):

- La fase di approccio alla pista di atterraggio (*Final Approach*), inizia quando il velivolo si trova ad una quota di $50\ ft$ ($15\ m$), detta altezza dell'ostacolo, e termina quando inizia la richiamata;
- La manovra di richiamata (*Flare*), dove si riduce la velocità discensionale;
- La corsa libera sulla pista (*Free Rolling*);

- La fase di frenata (*Braked Roll*), fino all'arresto del velivolo.

Le limitazioni imposte alla manovra di atterraggio, come per il decollo, sono dettate dalle normative e dalla lunghezza della pista dell'aeroporto. Dalla specifica tecnica, si ha che il velivolo deve atterrare su una pista posta al livello del mare di lunghezza pari a 1700 m e con una velocità massima durante la fase di *approach* pari a 140 kt.

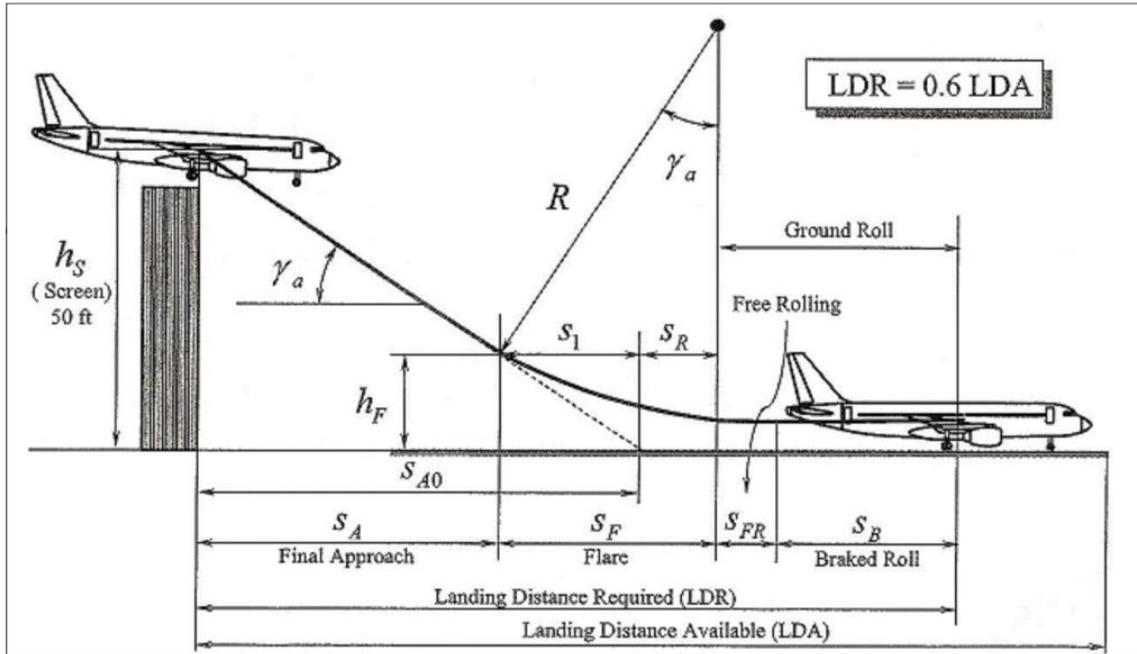


Figura 5.4 Schema della manovra di atterraggio

Le normative FAR, riguardanti la manovra di atterraggio, prevedono la possibilità di una improvvisa interruzione della manovra (*go around*), durante la quale al velivolo è richiesta una manovra di recupero, impostando una traiettoria di salita con precisi valori di velocità e gradienti di salita (Tabella 5.2).

La verifica dell'atterraggio deve soddisfare le seguenti condizioni:

1. Requisito sulla massima velocità nella fase di *approach*:

$$V_{Approach} \geq 1.3 V_{st}^{LA}$$

2. Requisito sulla lunghezza della pista di atterraggio, il velivolo deve atterrare in una lunghezza di pista pari a 0.6 volte quella disponibile;
3. Requisito sulla spinta per la manovra di *go around*.

	1° Condizione	2° Condizione
Normativa	<i>FAR 25.119</i>	<i>FAR 25.121d</i>
Gradiente di salita (CGR)	0.032	0.021
Numero di motori in avaria (Na)	0	1
Peso del velivolo (W)	<i>WLA</i>	<i>WLA</i>
Carrelli	<i>Estratti</i>	<i>Retratti</i>
Flap	<i>Atterraggio</i>	<i>Approach</i>
Spinta	<i>Max rated</i>	<i>Max rated</i>
Velocità	$1.3 V_{STla}$	$1.5 V_{STla}$

Tabella 5.1 Requisiti per la fase di go around

La distanza necessaria a compiere l'atterraggio (*Landing Distance Required LDR*) è data dalla somma delle distanze nelle varie fasi:

$$LDR = s_{A0} + s_R + s_{FR} + s_B$$

Attraverso opportune semplificazioni, tra cui quella di assumere un adeguato sistema automatico di frenatura che rende il tempo di *Free Roll* praticamente nullo, è possibile ottenere:

$$LDA = \frac{1}{0.6} \cdot \left\{ \frac{h_s}{\tan(\gamma_a)} + \left[\frac{(K_{Va} + K_{VTD})^2}{2g(n_z - 1)} \tan\left(\frac{\gamma_a}{2}\right) + \frac{K_{VTD}^2}{g \cdot \mu} \right] \cdot \frac{W_{LA}/S}{\sigma \cdot \rho_0 \cdot C_{Lmax}^{LA}} \right\}$$

Dove si assumono i seguenti valori:

- $\gamma_a = 3^\circ$ Angolo di pendenza della traiettoria nella fase di *approach*
- $K_{Va} = 1.3$ Coefficiente di velocità di *approach* rispetto alla velocità di stallo
- $K_{VTD} = 1.15$ Coefficiente di velocità di *touch down* rispetto alla velocità di stallo
- $n_z = 1.2$ Fattore di carico assoluto durante la fase di richiamata
- $\mu = 0.35$ Coefficiente di attrito tra pneumatici e pista

La *landing distance available* si assume pari alla lunghezza massima della pista, che si ricava dalla specifica (1700 m).

Il peso all'atterraggio W_{LA} non è pari al peso alla fine della missione (calcolato nel progetto di alta velocità), ma assume un valore compreso tra il 70% ed il 100% del W_{TO} , nel nostro caso: $W_{LA} = 0.85 \cdot W_{TO}$.

Per effettuare la verifica si trova per prima il C_{Lmax}^{LA} minimo affinché siano soddisfatti i primi due requisiti. Si osserva che la velocità di stallo e l'LDA sono entrambe funzioni inversamente proporzionali al C_{Lmax}^{LA} , pertanto si sceglie come C_{Lmax}^{LA} il massimo tra quello che soddisfa il requisito di specifica sulla lunghezza di pista disponibile e quello che soddisfa il requisito sulla massima velocità di avvicinamento consentita. In seguito, si trova l'intervallo di valori dei C_{Lmax}^{LA} , per cui è soddisfatto il requisito relativo alle condizioni di atterraggio:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{LA} = \frac{CGR_i}{K_{OEI}} + \frac{C_{D0i}}{K_{OEI} \cdot (V_{st}^{LA}/V)^2} \cdot \frac{1}{C_{Lmax}^{LA}} + \frac{(V_{st}^{LA}/V)^2}{K_{OEI} \cdot \pi eAR} \cdot C_{Lmax}^{LA}$$

Per questa relazione sono ancora valide le ipotesi sul coefficiente di Oswald e gli incrementi di resistenza dovuti all'interferenza dei flap e dei carrelli. Questa volta però la deflessione dei flap è di 40° nell'espressione dell'incremento di resistenza relativo alla prima condizione e di 30° per la seconda condizione.

Analogamente a quanto fatto per la condizione sui segmenti di salita nella fase di decollo, la spinta necessaria per eseguire la manovra di *go around* deve rispettare i vincoli imposti dalla normativa FAR 25, quindi non deve essere superiore a quella installata nelle condizioni di atterraggio:

$$0.95 \left(\frac{T}{W}\right)_{LApf} \geq \left(\frac{T}{W}\right)_{nec}$$

Dove:

$$0.95 \left(\frac{T}{W}\right)_{LApf} = 0.3 \cdot \left(\frac{W_{TO}}{W_{LA}}\right)$$

È stato considerato un margine di sicurezza diminuendo la spinta a punto fisso del 5%. Nel caso di velivoli commerciali la velocità di approccio (V_A) è legata alla velocità di stallo, ed il loro rapporto è pari ad 1.3. In questo modo è possibile legare la velocità nella fase di approccio al C_{Lmax}^{LA} tramite la seguente relazione:

$$V_a = \frac{1}{1.3} \cdot \sqrt{\frac{2 W_{LA}/S}{\sigma \cdot \rho_0 \cdot C_{Lmax}^{LA}}}$$

La velocità durante la fase di approccio non deve essere superiore alla massima velocità indicata nella specifica tecnica, che tipicamente è uguale a 140 kt . Questa richiesta si traduce in un valore minimo di C_{Lmax}^{LA} .

5.3.3 Verifiche dei requisiti di bassa velocità

Questa verifica serve a selezionare le configurazioni che rispettano i requisiti sia sulle manovre di decollo e che su quelle di atterraggio, tra quelle che soddisfano i requisiti di alta velocità. I requisiti da rispettare sono dati da:

1. Il valore del C_{Lmax}^{TO} non deve essere superiore a 2.4;
2. Il valore di C_{Lmax}^{LA} non deve essere superiore a 3;
3. Il valore di C_{Lmax}^{TO} non deve essere maggiore dell'80% di C_{Lmax}^{LA} per avere una corretta efficienza degli ipersostentatori.

5.4 Risultati delle verifiche di progetto

Il risultato delle verifiche di progetto si ottiene attraverso le verifiche incrociate, tra le configurazioni che soddisfano i requisiti sull'alta e sulla bassa velocità. Questo risultato è mostrato nella Tabella 5.3, dove sono stati usati diversi colori per evidenziare i risultati in base a:

-  Configurazioni che verificano l'alta velocità;
-  Configurazioni che verificano la bassa velocità;
-  Configurazioni che verificano l'alta e la bassa velocità.

<i>N</i>	<i>M</i>	<i>AR</i>	<i>t/c</i>	<i>S/S_{rif}</i>	<i>V_{tan}</i>/<i>V_{nec}</i>	<i>T_{inst}</i>/<i>T_{nec}</i>	<i>Λ₂₅</i>	<i>C_{LmaxTO}</i>	<i>C_{LmaxLA}</i>
1	0.80	9.5	0.13	0.7	0.99	1.09	18	2.60	3.25
2	0.80	9.5	0.13	0.8	0.74	1.07	21	3.13	ngā
3	0.80	9.5	0.13	0.9	0.87	1.08	19	2.83	3.54

4	0.80	9.5	0.13	1.0	0.99	1.09	18	2.60	3.25
5	0.80	9.5	0.13	1.1	1.11	1.09	16	2.42	3.03
6	0.80	9.5	0.13	1.2	1.23	1.09	15	2.28	2.85
7	0.80	9.5	0.13	1.3	1.34	1.09	14	2.16	2.70
8	0.80	9.5	0.13	1.4	1.45	1.09	14	2.06	2.58
9	0.80	9.5	0.14	0.7	1.05	1.09	21	2.61	3.26
10	0.80	9.5	0.14	0.8	0.79	1.07	24	3.13	<i>nga</i>
11	0.80	9.5	0.14	0.9	0.92	1.08	22	2.84	3.54
12	0.80	9.5	0.14	1.0	1.05	1.09	21	2.61	3.26
13	0.80	9.5	0.14	1.1	1.18	1.09	20	2.43	3.03
14	0.80	9.5	0.14	1.2	1.30	1.09	19	2.28	2.85
15	0.80	9.5	0.14	1.3	1.42	1.09	18	2.16	2.71
16	0.80	9.5	0.14	1.4	1.53	1.09	18	2.07	2.58
17	0.80	9.5	0.15	0.7	1.11	1.08	24	2.61	3.26
18	0.80	9.5	0.15	0.8	0.83	1.07	27	3.14	<i>nga</i>
19	0.80	9.5	0.15	0.9	0.97	1.09	26	2.84	3.55
20	0.80	9.5	0.15	1.0	1.11	1.09	24	2.61	3.27
21	0.80	9.5	0.15	1.1	1.24	1.10	23	2.43	3.04
22	0.80	9.5	0.15	1.2	1.37	1.10	22	2.29	2.86
23	0.80	9.5	0.15	1.3	1.50	1.10	22	2.17	2.71
24	0.80	9.5	0.15	1.4	1.62	1.09	21	2.07	2.58
25	0.80	10.0	0.13	0.7	0.95	1.11	18	2.65	3.32
26	0.80	10.0	0.13	0.8	0.71	1.09	21	3.19	3.99
27	0.80	10.0	0.13	0.9	0.83	1.11	19	2.88	3.61
28	0.80	10.0	0.13	1.0	0.94	1.11	18	2.65	3.32
29	0.80	10.0	0.13	1.1	1.06	1.11	17	2.47	3.09
30	0.80	10.0	0.13	1.2	1.17	1.11	16	2.32	2.90
31	0.80	10.0	0.13	1.3	1.28	1.11	15	2.20	2.75
32	0.80	10.0	0.13	1.4	1.38	1.11	14	2.10	2.63
33	0.80	10.0	0.14	0.7	1.00	1.11	21	2.66	3.32

34	0.80	10.0	0.14	0.8	0.74	1.09	25	3.20	4.00
35	0.80	10.0	0.14	0.9	0.87	1.10	23	2.89	3.61
36	0.80	10.0	0.14	1.0	1.00	1.11	21	2.66	3.32
37	0.80	10.0	0.14	1.1	1.12	1.11	20	2.47	3.09
38	0.80	10.0	0.14	1.2	1.24	1.11	19	2.32	2.91
39	0.80	10.0	0.14	1.3	1.35	1.11	18	2.20	2.75
40	0.80	10.0	0.14	1.4	1.46	1.11	18	2.10	2.63
41	0.80	10.0	0.15	0.7	1.05	1.11	24	2.66	3.33
42	0.80	10.0	0.15	0.8	0.78	1.09	28	3.21	4.01
43	0.80	10.0	0.15	0.9	0.92	1.10	26	2.90	3.62
44	0.80	10.0	0.15	1.0	1.05	1.11	24	2.66	3.33
45	0.80	10.0	0.15	1.1	1.18	1.11	23	2.48	3.09
46	0.80	10.0	0.15	1.2	1.31	1.11	22	2.33	2.91
47	0.80	10.0	0.15	1.3	1.43	1.11	22	2.21	2.76
48	0.80	10.0	0.15	1.4	1.54	1.10	21	2.10	2.63
49	0.80	10.5	0.13	0.7	0.90	1.12	18	2.70	3.37
50	0.80	10.5	0.13	0.8	0.67	1.10	22	3.25	4.06
51	0.80	10.5	0.13	0.9	0.79	1.11	20	2.94	3.67
52	0.80	10.5	0.13	1.0	0.90	1.12	18	2.70	3.37
53	0.80	10.5	0.13	1.1	1.01	1.12	17	2.51	3.14
54	0.80	10.5	0.13	1.2	1.12	1.12	16	2.36	2.95
55	0.80	10.5	0.13	1.3	1.22	1.1	15	2.24	2.80
56	0.80	10.5	0.13	1.4	1.32	1.12	14	2.14	2.67
57	0.80	10.5	0.14	0.7	0.95	1.12	22	2.70	3.38
58	0.80	10.5	0.14	0.8	0.71	1.10	25	3.26	4.07
59	0.80	10.5	0.14	0.9	0.83	1.11	23	2.94	3.68
60	0.80	10.5	0.14	1.0	0.95	1.12	22	2.70	3.38
61	0.80	10.5	0.14	1.1	1.07	1.12	20	2.51	3.14
62	0.80	10.5	0.14	1.2	1.18	1.12	19	2.36	2.96
63	0.80	10.5	0.14	1.3	1.29	1.12	19	2.24	2.80

64	0.80	10.5	0.14	1.4	1.39	1.12	18	2.14	2.67
65	0.80	10.5	0.15	0.7	1.01	1.11	25	2.71	3.38
66	0.80	10.5	0.15	0.8	0.75	1.09	28	3.27	4.09
67	0.80	10.5	0.15	0.9	0.88	1.11	26	2.95	3.68
68	0.80	10.5	0.15	1.0	1.01	1.11	25	2.71	3.39
69	0.80	10.5	0.15	1.1	1.13	1.12	24	2.52	3.15
70	0.80	10.5	0.15	1.2	1.25	1.12	23	2.37	2.96
71	0.80	10.5	0.15	1.3	1.36	1.12	22	2.24	2.80
72	0.80	10.5	0.15	1.4	1.47	1.11	21	2.14	2.67
73	0.82	9.5	0.13	0.7	0.94	1.07	23	2.71	3.39
74	0.82	9.5	0.13	0.8	0.70	1.05	26	3.26	<i>nga</i>
75	0.82	9.5	0.13	0.9	0.82	1.08	24	2.95	3.69
76	0.82	9.5	0.13	1.0	0.94	1.08	23	2.71	3.39
77	0.82	9.5	0.13	1.1	1.05	1.09	22	2.52	3.15
78	0.82	9.5	0.13	1.2	1.16	1.09	21	2.37	2.96
79	0.82	9.5	0.13	1.3	1.26	1.09	21	2.25	2.81
80	0.82	9.5	0.13	1.4	1.37	1.07	20	2.14	2.68
81	0.82	9.5	0.14	0.7	0.99	1.07	26	2.71	3.39
82	0.82	9.5	0.14	0.8	0.74	1.05	29	3.27	<i>nga</i>
83	0.82	9.5	0.14	0.9	0.87	1.07	27	2.96	3.69
84	0.82	9.5	0.14	1.0	0.99	1.08	26	2.72	3.39
85	0.82	9.5	0.14	1.1	1.11	1.08	25	2.53	3.16
86	0.82	9.5	0.14	1.2	1.23	1.08	24	2.37	2.97
87	0.82	9.5	0.14	1.3	1.34	1.08	23	2.25	2.81
88	0.82	9.5	0.14	1.4	1.45	1.08	23	2.14	2.68
89	0.82	9.5	0.15	0.7	1.04	1.08	29	2.72	3.40
90	0.82	9.5	0.15	0.8	0.78	1.05	32	3.28	<i>nga</i>
91	0.82	9.5	0.15	0.9	0.91	1.07	30	2.96	3.70
92	0.82	9.5	0.15	1.0	1.04	1.07	29	2.72	3.40
93	0.82	9.5	0.15	1.1	1.17	1.07	28	2.53	3.16

94	0.82	9.5	0.15	1.2	1.29	1.07	27	2.38	2.97
95	0.82	9.5	0.15	1.3	1.41	1.07	26	2.25	2.81
96	0.82	9.5	0.15	1.4	1.53	1.07	26	2.15	2.68
97	0.82	10.0	0.13	0.7	0.89	1.08	23	2.76	3.45
98	0.82	10.0	0.13	0.8	0.66	1.06	26	3.33	<i>nga</i>
99	0.82	10.0	0.13	0.9	0.78	1.09	25	3.01	3.76
100	0.82	10.0	0.13	1.0	0.89	1.09	23	2.76	3.45
101	0.82	10.0	0.13	1.1	1.00	1.09	22	2.57	3.21
102	0.82	10.0	0.13	1.2	1.10	1.10	21	2.41	3.02
103	0.82	10.0	0.13	1.3	1.20	1.10	21	2.29	2.86
104	0.82	10.0	0.13	1.4	1.30	1.09	20	2.18	2.73
105	0.82	10.0	0.14	0.7	0.94	1.09	26	2.77	3.46
106	0.82	10.0	0.14	0.8	0.70	1.07	29	3.33	<i>nga</i>
107	0.82	10.0	0.14	0.9	0.82	1.07	27	3.01	3.77
108	0.82	10.0	0.14	1.0	0.94	1.08	26	2.77	3.46
109	0.82	10.0	0.14	1.1	1.06	1.08	25	2.57	3.21
110	0.82	10.0	0.14	1.2	1.17	1.08	24	2.42	3.02
111	0.82	10.0	0.14	1.3	1.28	1.08	24	2.29	2.86
112	0.82	10.0	0.14	1.4	1.38	1.08	23	2.18	2.73
113	0.82	10.0	0.15	0.7	0.99	1.08	29	2.77	3.46
114	0.82	10.0	0.15	0.8	0.74	1.06	32	3.34	<i>nga</i>
115	0.82	10.0	0.15	0.9	0.87	1.07	30	3.02	3.77
116	0.82	10.0	0.15	1.0	0.99	1.08	29	2.77	3.46
117	0.82	10.0	0.15	1.1	1.12	1.08	28	2.58	3.22
118	0.82	10.0	0.15	1.2	1.23	1.08	27	2.42	3.02
119	0.82	10.0	0.15	1.3	1.35	1.08	26	2.29	2.86
120	0.82	10.0	0.15	1.4	1.46	1.08	26	2.18	2.73
121	0.82	10.5	0.13	0.7	0.85	1.09	24	2.81	3.51
122	0.82	10.5	0.13	0.8	0.63	1.07	27	3.39	4.24
123	0.82	10.5	0.13	0.9	0.74	1.08	25	3.06	3.83

124	0.82	10.5	0.13	1.0	0.85	1.09	24	2.81	3.52
125	0.82	10.5	0.13	1.1	0.95	1.10	23	2.61	3.27
126	0.82	10.5	0.13	1.2	1.05	1.10	22	2.46	3.07
127	0.82	10.5	0.13	1.3	1.15	1.10	21	2.33	2.91
128	0.82	10.5	0.13	1.4	1.24	1.09	20	2.22	2.77
129	0.82	10.5	0.14	0.7	0.90	1.09	26	2.82	3.52
130	0.82	10.5	0.14	0.8	0.67	1.07	30	3.40	4.25
131	0.82	10.5	0.14	0.9	0.78	1.08	28	3.07	3.83
132	0.82	10.5	0.14	1.0	0.90	1.09	26	2.82	3.52
133	0.82	10.5	0.14	1.1	1.01	1.09	25	2.62	3.27
134	0.82	10.5	0.14	1.2	1.12	1.09	25	2.46	3.07
135	0.82	10.5	0.14	1.3	1.22	1.09	24	2.33	2.91
136	0.82	10.5	0.14	1.4	1.32	1.09	23	2.22	2.77
137	0.82	10.5	0.15	0.7	0.95	1.09	29	2.82	3.52
138	0.82	10.5	0.15	0.8	0.70	1.08	33	3.41	4.26
139	0.82	10.5	0.15	0.9	0.83	1.08	31	3.07	3.84
140	0.82	10.5	0.15	1.0	0.95	1.09	29	2.82	3.53
141	0.82	10.5	0.15	1.1	1.06	1.09	28	2.62	3.28
142	0.82	10.5	0.15	1.2	1.18	1.09	27	2.46	3.08
143	0.82	10.5	0.15	1.3	1.29	1.09	27	2.33	2.91
144	0.82	10.5	0.15	1.4	1.39	1.09	26	2.22	2.78
145	0.84	9.5	0.13	0.7	0.88	1.04	27	2.82	3.53
146	0.84	9.5	0.13	0.8	0.66	0.99	30	3.40	<i>nga</i>
147	0.84	9.5	0.13	0.9	0.77	1.01	29	3.07	<i>nga</i>
148	0.84	9.5	0.13	1.0	0.88	1.03	27	2.82	3.53
149	0.84	9.5	0.13	1.1	0.99	1.03	26	2.62	3.28
150	0.84	9.5	0.13	1.2	1.09	1.03	26	2.46	3.08
151	0.84	9.5	0.13	1.3	1.20	1.04	25	2.33	2.92
152	0.84	9.5	0.13	1.4	1.29	1.04	25	2.22	2.78
153	0.84	9.5	0.14	0.7	0.93	1.05	30	2.82	3.53

154	0.84	9.5	0.14	0.8	0.69	0.99	33	3.41	<i>nga</i>
155	0.84	9.5	0.14	0.9	0.82	1.01	31	3.08	<i>nga</i>
156	0.84	9.5	0.14	1.0	0.93	1.04	30	2.82	3.53
157	0.84	9.5	0.14	1.1	1.05	1.04	29	2.63	3.28
158	0.84	9.5	0.14	1.2	1.16	1.04	28	2.47	3.08
159	0.84	9.5	0.14	1.3	1.27	1.04	28	2.33	2.92
160	0.84	9.5	0.14	1.4	1.37	1.02	27	2.22	2.78
161	0.84	9.5	0.15	0.7	0.99	1.02	33	2.83	3.54
162	0.84	9.5	0.15	0.8	0.73	0.99	36	3.42	<i>nga</i>
163	0.84	9.5	0.15	0.9	0.86	1.02	34	3.08	<i>nga</i>
164	0.84	9.5	0.15	1.0	0.99	1.02	33	2.83	3.54
165	0.84	9.5	0.15	1.1	1.11	1.03	32	2.63	3.29
166	0.84	9.5	0.15	1.2	1.22	1.03	31	2.47	3.09
167	0.84	9.5	0.15	1.3	1.34	1.03	30	2.34	2.92
168	0.84	9.5	0.15	1.4	1.45	1.02	30	2.23	2.78
169	0.84	10.0	0.13	0.7	0.84	1.04	28	2.87	3.59
170	0.84	10.0	0.13	0.8	0.62	1.02	30	3.47	<i>nga</i>
171	0.84	10.0	0.13	0.9	0.73	1.04	29	3.13	3.91
172	0.84	10.0	0.13	1.0	0.84	1.05	28	2.87	3.59
173	0.84	10.0	0.13	1.1	0.94	1.05	27	2.67	3.34
174	0.84	10.0	0.13	1.2	1.04	1.05	26	2.51	3.14
175	0.84	10.0	0.13	1.3	1.14	1.05	25	2.37	2.97
176	0.84	10.0	0.13	1.4	1.23	1.05	25	2.26	2.83
177	0.84	10.0	0.14	0.7	0.89	1.04	30	2.88	3.60
178	0.84	10.0	0.14	0.8	0.66	0.99	33	3.48	<i>nga</i>
179	0.84	10.0	0.14	0.9	0.78	1.04	31	3.14	3.92
180	0.84	10.0	0.14	1.0	0.89	1.05	30	2.88	3.60
181	0.84	10.0	0.14	1.1	1.00	1.05	29	2.67	3.34
182	0.84	10.0	0.14	1.2	1.10	1.05	28	2.51	3.14
183	0.84	10.0	0.14	1.3	1.21	1.06	28	2.38	2.97

184	0.84	10.0	0.14	1.4	1.31	1.06	27	2.26	2.83
185	0.84	10.0	0.15	0.7	0.94	1.06	33	2.88	3.60
186	0.84	10.0	0.15	0.8	0.70	1.01	36	3.49	<i>nga</i>
187	0.84	10.0	0.15	0.9	0.82	1.05	34	3.14	3.93
188	0.84	10.0	0.15	1.0	0.94	1.05	33	2.88	3.60
189	0.84	10.0	0.15	1.1	1.05	1.06	32	2.68	3.35
190	0.84	10.0	0.15	1.2	1.17	1.06	31	2.51	3.14
191	0.84	10.0	0.15	1.3	1.27	1.07	30	2.38	2.97
192	0.84	10.0	0.15	1.4	1.38	1.06	30	2.27	2.83
193	0.84	10.5	0.13	0.7	0.80	1.08	28	2.93	3.66
194	0.84	10.5	0.13	0.8	0.60	1.03	31	3.53	<i>nga</i>
195	0.84	10.5	0.13	0.9	0.70	1.05	29	3.19	3.99
196	0.84	10.5	0.13	1.0	0.80	1.06	28	2.93	3.66
197	0.84	10.5	0.13	1.1	0.90	1.07	27	2.72	3.40
198	0.84	10.5	0.13	1.2	1.00	1.07	26	2.55	3.19
199	0.84	10.5	0.13	1.3	1.09	1.08	26	2.42	3.02
200	0.84	10.5	0.13	1.4	1.18	1.08	25	2.30	2.88
201	0.84	10.5	0.14	0.7	0.85	1.06	30	2.93	3.66
202	0.84	10.5	0.14	0.8	0.63	1.04	34	3.54	<i>nga</i>
203	0.84	10.5	0.14	0.9	0.74	1.04	32	3.19	3.99
204	0.84	10.5	0.14	1.0	0.85	1.05	30	2.93	3.66
205	0.84	10.5	0.14	1.1	0.95	1.06	29	2.72	3.40
206	0.84	10.5	0.14	1.2	1.05	1.06	29	2.55	3.19
207	0.84	10.5	0.14	1.3	1.15	1.06	28	2.42	3.02
208	0.84	10.5	0.14	1.4	1.25	1.06	28	2.30	2.88
209	0.84	10.5	0.15	0.7	0.90	1.06	33	2.93	3.67
210	0.84	10.5	0.15	0.8	0.66	1.04	37	3.55	<i>nga</i>
211	0.84	10.5	0.15	0.9	0.78	1.05	35	3.20	4.00
212	0.84	10.5	0.15	1.0	0.89	1.07	33	2.93	3.67
213	0.84	10.5	0.15	1.1	1.01	1.08	32	2.72	3.41

214	0.84	10.5	0.15	1.2	1.11	1.08	31	2.56	3.20
215	0.84	10.5	0.15	1.3	1.22	1.06	31	2.42	3.02
216	0.84	10.5	0.15	1.4	1.32	1.06	30	2.30	2.88

Tabella 5.2 Configurazioni del velivolo

Capitolo 6

Scelta della configurazione

6.1 Costi operativi diretti

L'analisi dei costi serve a selezionare, tra tutte le configurazioni che hanno superato le verifiche di bassa e alta velocità, quella che minimizza i costi operativi diretti (DOC).

I costi operativi diretti rappresentano il costo del velivolo per chilometro di tratta e numero di passeggeri e possono essere calcolati attraverso la seguente relazione:

$$DOC = \frac{C.A.T.}{N_P \cdot U \cdot V_B}$$

Il termine N_P indica il numero di passeggeri e U è l'utilizzazione annua.

I DOC sono espressi in dollari americani per posti, per miglia nautiche volate.

La velocità commerciale V_B è definita come il rapporto tra i chilometri di tratta che il velivolo deve effettuare durante la sua missione di progetto R e il tempo di svolgimento della missione *Block Time* BT :

$$V_B = \frac{R}{BT}$$

Il *Block Time* per la lunga tratta è dato dalla seguente relazione:

$$BT = FLTt + 0.42$$

Dove $FLTt$ indica il *Flight Time* dipende dalla missione.

I costi annui totali *C.A.T.* sono dati da:

$$\frac{C.A.T.}{H} = \frac{C.A.}{H} + C.M. + \frac{C.V.}{H}$$

I termini rappresentano *C.A.* il costo annuale, *C.M.* i costi di manutenzione e *C.V.* i costi di volo.

6.1.1 Costi annuali

I costi annuali sono legati alle proprietà del velivolo:

$$\frac{C.A.}{U} = \frac{D}{U} + 0.05 \frac{TI}{U} + 0.006 \frac{ADP}{U}$$

I tre termini della somma rappresentano:

Il deprezzamento nel tempo dell'aereo:

$$D = \frac{TI}{NY \cdot U}$$

il deprezzamento nel tempo dell'aereo, gli interessi sui prestiti e le assicurazioni.

Il *Total Investment (TI)* indica il costo dell'investimento ed è dato dalla seguente relazione:

$$TI = ADP + AS + ES$$

L'*Aircraft Delivery Price (ADP)* rappresenta il prezzo di consegna del velivolo, l'*Airframe Spares (AS)* e l'*Engine Spares (ES)* indicano rispettivamente il costo dei ricambi della struttura e del motore, riferiti al primo anno (dato che le scorte per gli anni successivi vengono considerate spese di manutenzione).

L'*Aircraft Delivery Price ADP* è il prezzo che il committente paga all'azienda produttrice per ogni velivolo acquistato, ed è dato dalla seguente relazione:

$$ADP = (1 + CO + CIPP) \cdot MSP$$

Il cambio d'ordine *CO* è pari al 6%, gli interessi capitalizzati sui pagamenti *CIPP* sono del 2,5% mentre il *Manufacturer's Standard Study Price MSP* sono i costi di produzione e per determinarli si usa il modello DAPCA IV elaborato dalla *RAND Corporation*.

6.1.2 Costi di volo

I *Flight Costs* sono dati dai seguenti contributi:

$$C.V. = C_{crew} + C_{fuel} + T$$

Il termine C_{crew} è il costo dell'equipaggio (*Crew cost*), C_{fuel} il costo del carburante (*Fuel cost*) e T sono le tasse di navigazione (*Navigation Charges*), di atterraggio (*Landing Fees*) e servizi resi dalle stazioni di controllo del traffico aereo (*Ground Handling Charges*).

Il costo dell'equipaggio è dovuto al costo del salario che dipende dalla lunghezza della tratta e dal tipo di equipaggio. Per tratte superiori a 5000 km le rate orarie dei salari sono:

$$CR_{cockcrew} = 635\$ \quad \text{per l'equipaggio di cockpit (per 2 piloti);}$$

$$CR_{cabincrew} = 77\$ \quad \text{per l'equipaggio di cabina.}$$

I dati precedenti si riferiscono a dollari americani del 1986.

Il costo del carburante ed è dato da:

$$C_{fuel} = \frac{FP \cdot W_F}{BT}$$

Dove con *Fuel Price FP* si indica il costo del carburante in \$/kg.

Le tasse di navigazione dipendono dalla lunghezza di tratta e alle dimensioni del velivolo (peso, *Payload*, tratta). Per tratte superiori a 5000 km si hanno i seguenti costi:

$$T = LF + NC + GHC$$

$$LF = 6 \cdot \frac{W_{TO}}{BT} \quad \rightarrow \quad \text{Tasse aeroportuali}$$

$$NC = 0.17 \cdot \frac{R}{BT} \cdot \sqrt{\frac{W_{TO}}{50}} \quad \rightarrow \quad \text{Tariffa di navigazione}$$

$$GHC = 103 \cdot \frac{W_{PL}}{BT} \quad \rightarrow \quad \text{Tariffa per l'assistenza a terra}$$

6.1.3 Costi di manutenzione

I costi di manutenzione ed ispezione sono dati principalmente da due contributi:

$$\frac{C.M.}{U} = AM_{cost} + EM_{cost}$$

Il costo di manutenzione della struttura dell'aereo AM_{cost} è dato da:

$$AM_{cost} = A_{Mat} + A_{Lab}$$

Il termine A_{Mat} rappresenta il costo dei materiali impiegati, mentre, A_{Lab} il costo del personale impiegato per la manutenzione.

Il termine EM_{cost} rappresenta il costo per la manutenzione del motore ed è legato alla tecnologia e alle caratteristiche meccaniche del motore stesso.

6.2 Scelta della configurazione ottimale

Si riportano in Tabella 6.1 le configurazioni che hanno superato le verifiche di alta e bassa velocità con i rispettivi costi operativi diretti.

<i>N</i>	<i>M</i>	<i>AR</i>	<i>t/c</i>	<i>S/S_{rif}</i>	<i>DOC</i>
22	0.80	9.5	0.15	1.2	0.038973
23	0.80	9.5	0.15	1.3	0.039759
24	0.80	9.5	0.15	1.4	0.040591
46	0.80	10.0	0.15	1.2	0.038873
47	0.80	10.0	0.15	1.3	0.039645
48	0.80	10.0	0.15	1.4	0.040461
70	0.80	10.5	0.15	1.2	0.038813
71	0.80	10.5	0.15	1.3	0.039573
72	0.80	10.5	0.15	1.4	0.040378
78	0.82	9.5	0.13	1.2	0.038555
79	0.82	9.5	0.13	1.3	0.039323
86	0.82	9.5	0.14	1.2	0.038470
87	0.82	9.5	0.14	1.3	0.039229
88	0.82	9.5	0.14	1.4	0.040034
94	0.82	9.5	0.15	1.2	0.038428
95	0.82	9.5	0.15	1.3	0.039181
96	0.82	9.5	0.15	1.4	0.039980
103	0.82	10.0	0.13	1.3	0.039255
104	0.82	10.0	0.13	1.4	0.040058
111	0.82	10.0	0.14	1.3	0.039152
112	0.82	10.0	0.14	1.4	0.039945
119	0.82	10.0	0.15	1.3	0.039099
120	0.82	10.0	0.15	1.4	0.039885
127	0.82	10.5	0.13	1.3	0.039229
128	0.82	10.5	0.13	1.4	0.040025
135	0.82	10.5	0.14	1.3	0.039116
136	0.82	10.5	0.14	1.4	0.039901
143	0.82	10.5	0.15	1.3	0.039058

144	0.82	10.5	0.15	1.4	0.039834
151	0.84	9.5	0.13	1.3	0.038804
152	0.84	9.5	0.13	1.4	0.039590
159	0.84	9.5	0.14	1.3	0.038716
160	0.84	9.5	0.14	1.4	0.039493
167	0.84	9.5	0.15	1.3	0.038679
168	0.84	9.5	0.15	1.4	0.039450
175	0.84	10.0	0.13	1.3	0.038765
176	0.84	10.0	0.13	1.4	0.039542
183	0.84	10.0	0.14	1.3	0.038669
184	0.84	10.0	0.14	1.4	0.039436
191	0.84	10.0	0.15	1.3	0.038628
192	0.84	10.0	0.15	1.4	0.039388
200	0.84	10.5	0.13	1.4	0.039540
208	0.84	10.5	0.14	1.4	0.039424
216	0.84	10.5	0.15	1.4	0.039371

Tabella 6.1 Configurazioni che hanno superato i requisiti di alta e bassa velocità

I risultati ottenuti mostrano che la configurazione con i costi operativi diretti minori è la 216 (avente $DOC = 0.039371$) mentre, quella con i maggiori è la 22 (avente $DOC = 0.038973$). Analizzando queste due configurazioni si nota che non vi è una eccessiva differenza tra i DOC, per questo motivo si sceglie la configurazione in modo tale che la freccia alare non presenti valori troppo bassi (i quali comporterebbero problemi logistici per la sistemazione dei carrelli di atterraggio retratti), dunque si prende la 191.

6.3 Caratteristiche della configurazione vincente

Si riportano di seguito i parametri del velivolo di progetto e il dimensionamento dei vari componenti, per la configurazione selezionata.

PARAMETRI DI PROGETTO	
Allungamento alare (AR)	10
Mach in crociera (M)	0,84
Spessore percentuale di riferimento (t/c)	0,15
Variazione della superficie (S/Sref)	1,3

Tabella 6.2 Parametri di progetto

CARATTERISTICHE GEOMETRICHE E PONDERALI	
Peso del carico pagante W_{pay}	30400 kg
Peso al decollo W_{TO}	244330 kg
Peso al punto di disegno W_{des}	213540 kg
Peso del carburante W_{fuel}	100540 kg
Peso a vuoto W_E	97480 kg
Peso a vuoto operativo W_{EO}	113390 kg
Carico alare W_{TO}/S	664.54
Volume serbatoio V_{tank}	216.70

Tabella 6.3 Caratteristiche geometriche e ponderali

PARAMETRI AERODINAMICI	
Coefficiente di portanza al punto di disegno	0.3833
Coefficiente di resistenza parassita	0.0190
Coefficiente di resistenza indotta	0.0359
Fattore di Oswald	0.8855
Superficie bagnata del velivolo	2165.1 m^2
Coefficiente delle superfici bagnate del velivolo	2.5760
Coefficiente di attrito del velivolo	0.0030

Tabella 6.4 Parametri aerodinamici

DIMENSIONAMENTO DELLA FUSOLIERA	
Larghezza	5.64 m
Altezza	5.64 m
Lunghezza	57.5 m
Lunghezza cabina	44.3 m
Superficie bagnata	992.4 m ²

Tabella 6.5 Dimensionamento della fusoliera

GEOMETRIA DELL'ALA	
Apertura alare b	60.63 m
Apertura alare al kink b_k	19.74 m
Superficie alare	367.67 m ²
Superficie bagnata	635.5 m ²
Coordinata adimensionale al root η_R	0.09301
Coordinata adimensionale al kink η_K	0.3255
Corda del profilo al root c_R	9.97 m
Corda del profilo al kink c_K	6.79 m
Corda del profilo al tip c_T	2.49 m
Corda del profilo all'asse della fusoliera c_{CL}	11.24 m
Rapporto di rastremazione $\frac{c_T}{c_R}$	0.2217
Rapporto di rastremazione $\frac{c_T}{c_{CL}}$	0.250
Rapporto di rastremazione $\frac{c_T}{c_{Rn}}$	0.2812
Rapporto di rastremazione $\frac{c_T}{c_K}$	0.3671
Spessore percentuale al root $\frac{t}{c_R}$	0.2
Spessore percentuale al kink $\frac{t}{c_K}$	0.16
Spessore percentuale al tip $\frac{t}{c_T}$	0.14
Volume serbatoi	172.59 m ³
Freccia al 25% della corda	30.39 deg
Freccia al bordo d'attacco	32.58 deg
Freccia al bordo di uscita inboard	10.66 deg
Freccia al bordo di uscita outboard	23.21 deg
Corda media aerodinamica (mac)	7.016 m
Ascissa della corda media aerodinamica	7.506 m

Ordinata della corda media aerodinamica	11.747 m
---	----------

Tabella 6.6 Geometria dell'ala

IMPENNAGGIO ORIZZONTALE	
Superficie in pianta	89.72 m ²
Superficie bagnata	163.1 m ²
Allungamento alare	4.40
Apertura alare	19.87 m
Corda del profilo al root c _R	6.45 m
Corda del profilo al tip c _T	2.58 m
Spessore percentuale	0.10
Rapporto di rastremazione	0.4
Freccia al 25% della corda	35.39 deg
Corda media aerodinamica (mac)	4.791 m
Ascissa della corda media aerodinamica	4.957 m
Ordinata della corda media aerodinamica	4.259 m

Tabella 6.7 Impennaggio orizzontale

IMPENNAGGIO VERTICALE	
Superficie in pianta	73.46 m ²
Superficie bagnata	163.1 m ²
Allungamento alare	1.52
Apertura alare	10.58 m
Corda del profilo al root c _R	9.92 m
Corda del profilo al tip c _T	3.97 m
Spessore percentuale	0.10
Rapporto di rastremazione	0.4
Freccia al 25% della corda	40.39 deg
Corda media aerodinamica (mac)	7.369 m
Ascissa della corda media aerodinamica	13.819 m
Ordinata della corda media aerodinamica	2.267 m

Tabella 6.8 Impennaggio verticale

MOTORI	
Apertura alare b	60.63 m
Portata massica di aria	1223 kg/s
Peso	6281.55 kg
Lunghezza	4.68 m
Diametro fan	2.95 m
Coefficiente K del consumo	0.00019
Coefficiente m del consumo	0.53
Spinta in crociera	7876.40 kg
Parametro n della spinta installata	-0.6393
Rapporto di diluizione (BPR)	8.4
Overall Pressure Ratio (OPR)	39.3
Engine Scale Factor (ESF)	0.893

Tabella 6.9 Motori

GONDOLE MOTORI	
Superficie bagnata	106.2 m ²
D _{Fe}	4.9747 m
D _{lh}	3.3522 m
D _{FC}	3.5721 m
D _{Ge}	0.4153 m
D _{GC}	5.9147 m
L _{FC}	4.3100 m
L _{GC}	0.2351 m

Tabella 6.10 Gondole motori

PILONI	
Apertura alare all'attacco dei motori	10.0048 m
Corda dei piloni	6.7598 m
Corda del profilo sui motori	2.9376 m
Superficie bagnata	6.6 m ²

Tabella 6.11 Piloni

PESI DEI SINGOLI COMPONENTI	
Ala	25703.5 kg
Fusoliera	21051.1 kg
Impennaggio orizzontale	2203.4 kg
Impennaggio verticale	1804.1 kg
Carrelli	10018.5 kg
Piloni	1095.4 kg
Equipaggiamento motori	16176.1 kg
Sistemi ausiliari dei motori	120.7 kg
Impianto carburante	902.4 kg
Olio	468.1 kg
APU	779.1 kg
Impianti idraulici	994.8 kg
Impianto di condizionamento	1401.6 kg
Impianto pneumatico	572.5 kg
Impianto antighiaccio	427.2 kg
Impianto elettrico	2401.3 kg
Sistemi di controllo superfici	2662.5 kg
Avionica	1032.4 kg
Strumentazione	543.1 kg
Sistemi di carico e movimentazione	22.7 kg
Allestimenti fissi	5307.8 kg
Equipaggio	1080 kg
Sedili equipaggio	118 kg
Sedili passeggeri	4064 kg
Documentazione del velivolo	10 kg
Servizio catering	6400 kg
Dispositivo per le emergenze	480 kg
Liquidi per le cabine e i bagni	944 kg

Tabella 6.12 Pesi dei singoli componenti

Si rappresenta in Figura 6.1 la forma in pianta del velivolo, proporzionata e dimensionata, realizzata dalle dimensioni fondamentali del velivolo per punti, in ambiente Matlab®.

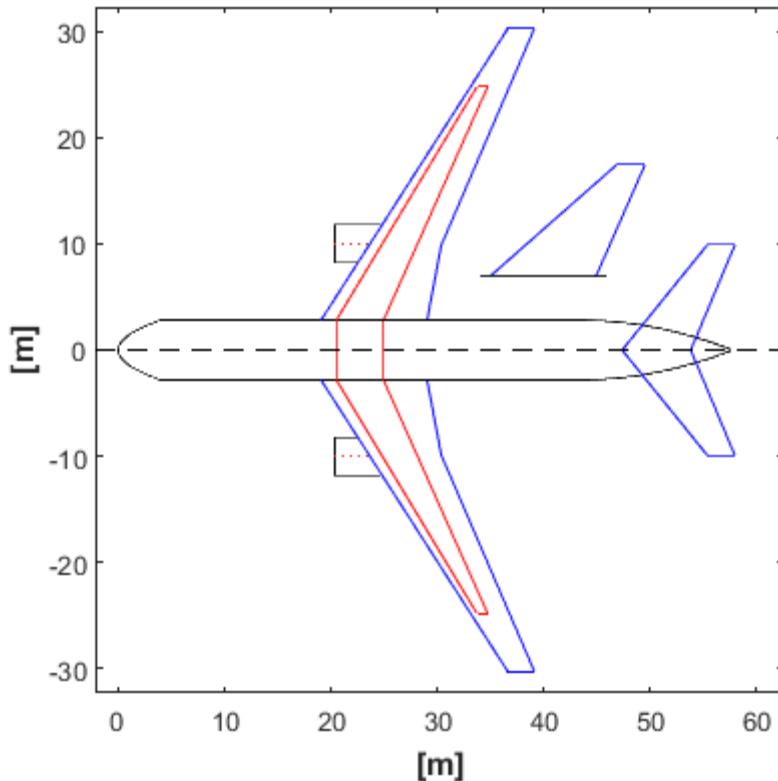


Figura 6.1 Forma in pianta del velivolo

6.4 Analisi dei costi per la configurazione scelta

Nella Figura 7.2 è rappresentato un grafico a torta che mostra l'MSP (*Manufactures' Study Price*), suddiviso nelle varie sezioni, ognuna con il proprio peso percentuale. Dal grafico si nota che i costi per la produzione e per i materiali sono quelli che influiscono maggiormente sull'MSP; anche i costi totali dei motori hanno una notevole rilevanza.

Il valore totale dell'MSP risulta:

$$MSP = 121.26 \cdot 106 \$$$

Il prezzo di consegna (ADP) che la compagnia aerea deve pagare per ogni velivolo acquistato è ottenuto dall'MSP, con l'aggiunta degli interessi capitalizzati sul pagamento dilazionato (2,5% di MSP) e le variazioni rispetto alla configurazione di base (6% di MSP). L'ADP risulta pari a:

$$ADP = 131.57 \cdot 106 \$$$

I valori dell'MSP e dell'ADP sono espressi in dollari dell'anno 2004.

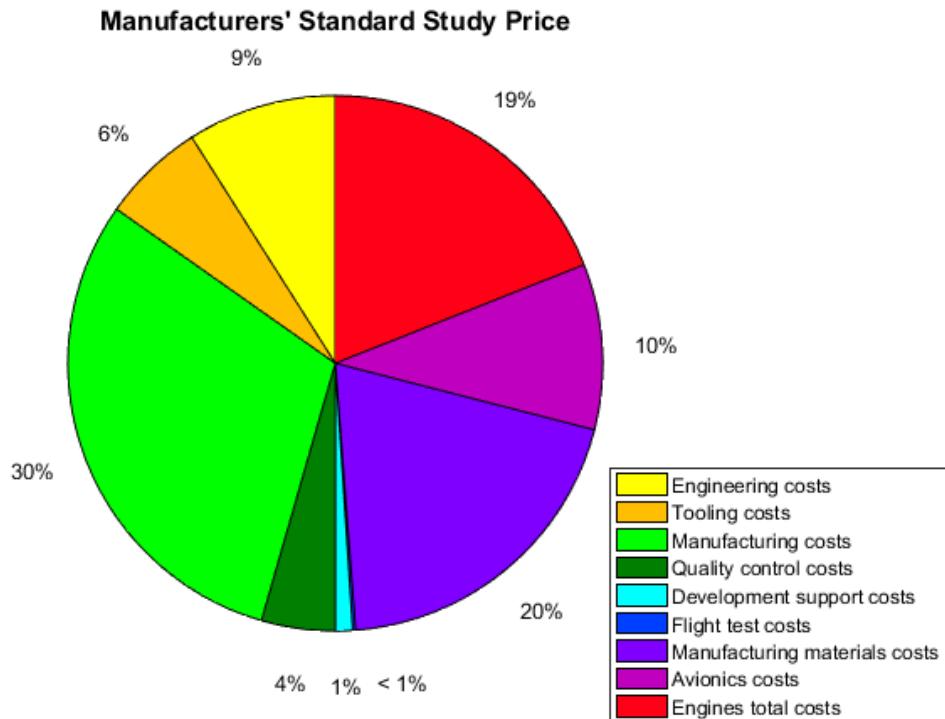


Figura 6.2 Diagramma Manufactures' Study Price

In Figura 6.3 si riporta la suddivisione percentuale dei costi operativi diretti (DOC), in costi di proprietà del velivolo, costi di volo e costi di manutenzione.

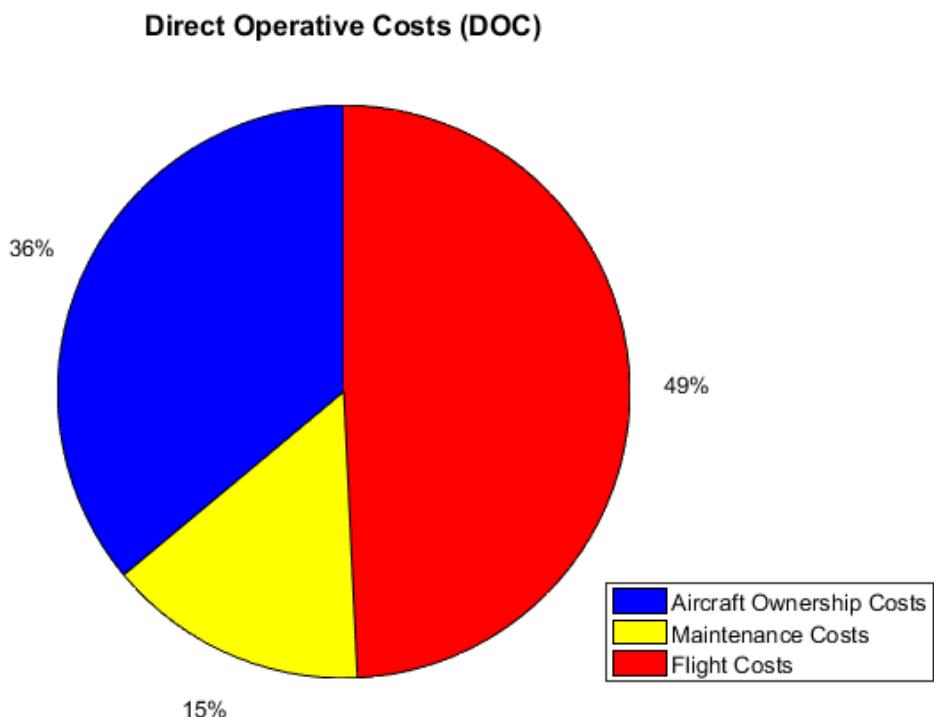


Figura 6.3 Costi operativi diretti

In Figura 6.4 vengono analizzati i DOC in modo più dettagliato.

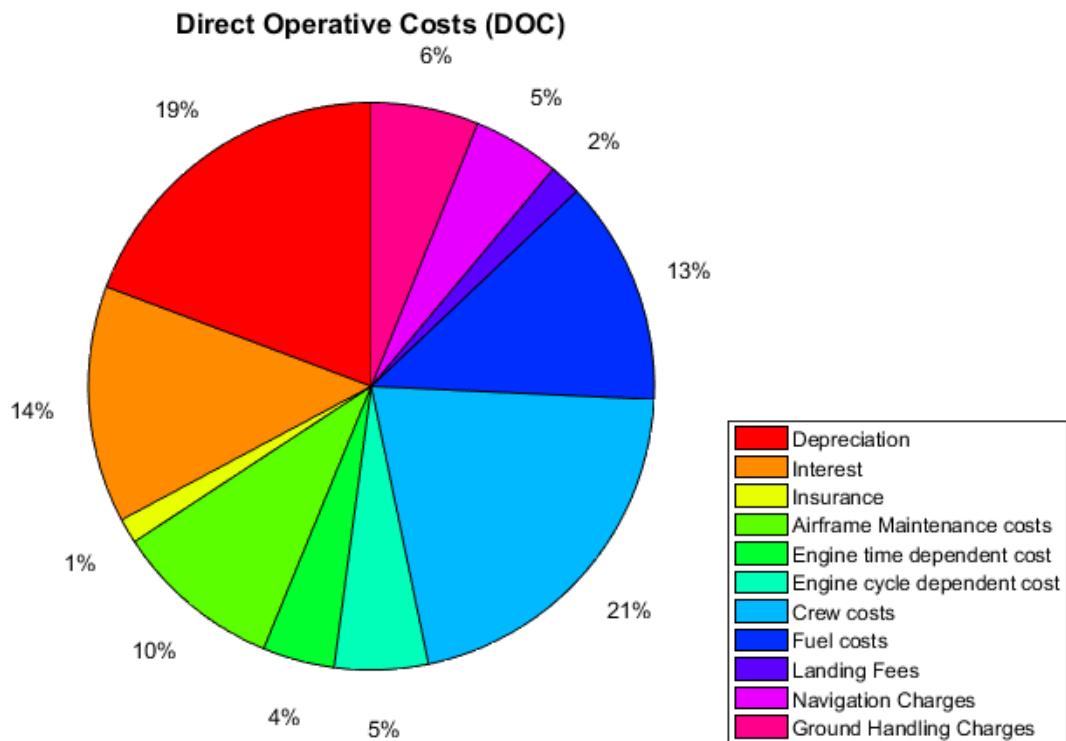


Figura 6.4 Suddivisione dei costi operativi diretti

I costi di proprietà, di manutenzione e di volo, per ore di volo (FH) sono riportati nella Tabella 6.13.

<i>Aircraft Ownership Cost</i>	
Deprecation	2222
Interest	1556
Insurance	164
Totale[\$/FH]	3942
<i>Flight Costs</i>	
Crew Costs	2422
Fuel Costs	1474
Landing Fees	210
Navigation Charges	573
Ground Handling Charges	707
Totale[\$/FH]	5386
<i>Maintenance Costs</i>	

Airframe Maintenance Costs	1101
Engine Time Dependent Costs	474
Engine Cycle Dependent Costs	616
Engine Maintenance Costs	508
Totale[\$/FH]	1609

Tabella 6.13 Costi di proprietà, di volo e di manutenzione per ore di volo

Capitolo 7

Analisi della configurazione scelta

7.1 Introduzione

In questo capitolo si valuta la posizione del baricentro dell'intero velivolo, al variare della condizione operativa. Una volta centrato il velivolo si procede a verificare che la posizione del carrello garantisca un certo numero di vincoli.

7.2 Centraggio

Il velivolo durante lo svolgimento della missione varia continuamente la posizione del baricentro, a causa del consumo di carburante. Il centraggio dell'aereo deve garantire che l'escursione del baricentro sia sempre contenuta entro certi limiti, valutati in percentuale della corda media aerodinamica dell'ala. Nel caso di velivoli da trasporto civile, il baricentro nella direzione longitudinale deve essere compreso tra il 10% e il 32% della corda media aerodinamica.

Questo requisito dovrebbe essere verificato per tutte le condizioni di carico in cui l'aereo verrà sottoposto nel corso della sua vita operativa, ma nel presente lavoro verranno analizzate solo quattro condizioni di carico:

1. Condizioni di peso a vuoto operativo, aereo caricato con l'equipaggio (W_{EO});
2. Condizioni di peso a vuoto operativo e carico pagante, aereo caricato con l'equipaggio e con il carico pagante ($W_{EO} + W_{payload}$);
3. Condizioni di peso a vuoto operativo e carburante, aereo caricato con l'equipaggio e il combustibile necessario alla missione ($W_{EO} + W_F$);
4. Condizioni di massimo peso al decollo, aereo a pieno carico (W_{TO}).

Si suddivide l'aereo in due gruppi:

- Gruppo Fusoliera;
- Gruppo Ala.

Per ognuno di questi gruppi si calcolano i singoli baricentri al fine di trovare quello della configurazione finale.

Il principale parametro di progetto per determinare la posizione del baricentro è la distanza tra il *nose* e il bordo d'attacco della corda sull'asse della fusoliera. Questo parametro viene preso in analogia al velivolo di riferimento pari a:

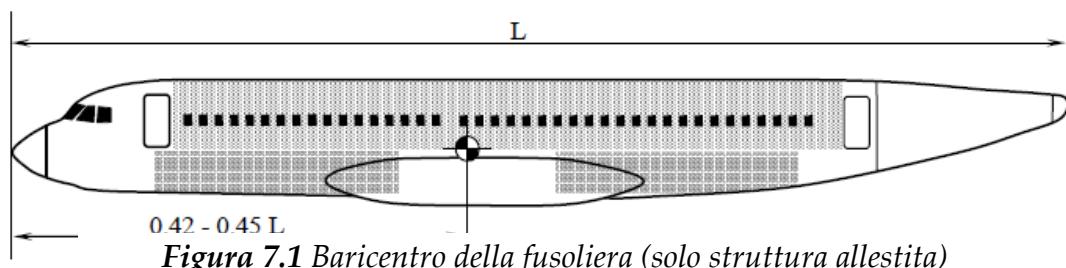
$$X_{wing} = 0,35 \cdot L_{fus}$$

Dove L_{fus} indica la lunghezza della fusoliera.

7.2.1 Gruppo fusoliera

Fusoliera

Il baricentro della fusoliera, relativo solo alla struttura allestita con tutte le strutture e gli impianti interni, è compreso tra il 42% e il 45% della lunghezza della fusoliera, considerata a partire dal *nose* (come mostrato in Figura 7.1).



Nel nostro caso, si assume che il baricentro sia posto al 45% della lunghezza.

Piani di coda

Le posizioni dei baricentri relativi agli impennaggi sono indicate nella Figura 7.2. Nei piani di coda si sono considerate anche le superfici mobili, quindi il timone per l'impennaggio verticale e l'equilibratore per quello orizzontale.

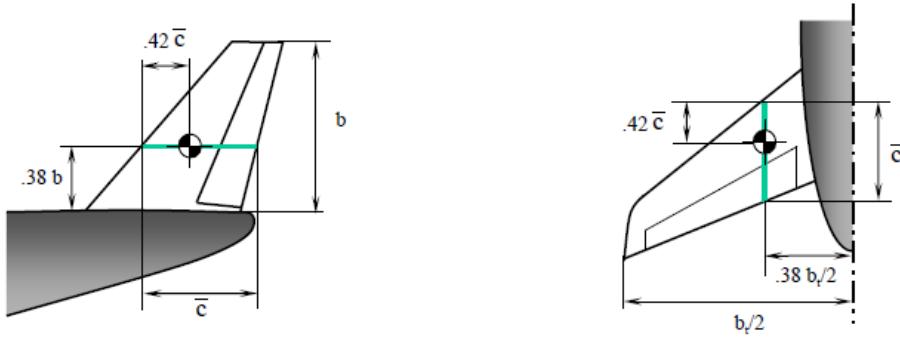


Figura 7.2 Baricentri degli impennaggi

Carrello anteriore

Il carrello anteriore si assume posizionato all'incirca al 12% della lunghezza della fusoliera a partire dal *nose*. Per il calcolo del baricentro complessivo si suppone che il peso del carrello anteriore sia il 30% del peso totale dei carrelli.

7.2.2 Gruppo Ala

Il gruppo ala comprendente le ali, i motori con le relative gondole e il carrello principale.

Ala

La posizione del baricentro della struttura dell'ala comprensiva delle superfici mobili è mostrata in Figura 7.3.

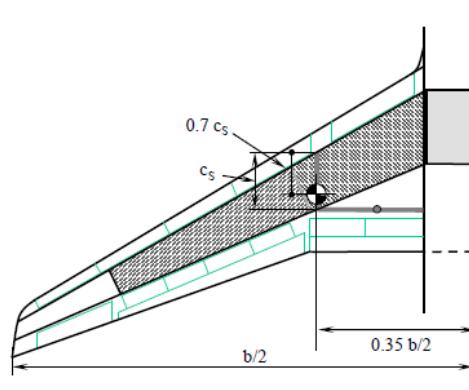


Figura 7.3 Baricentro dell'ala

Carrello principale

Il carrello principale si trova in ala ed è posizionato, per quanto riguarda la coordinata longitudinale, tra il 50% e il 60% della corda media aerodinamica (Figura 7.4). Si assume

di solito il 55% della corda media aerodinamica. La coordinata trasversale è nulla, in quanto il carrello risulta simmetrico rispetto all'asse di fusoliera.

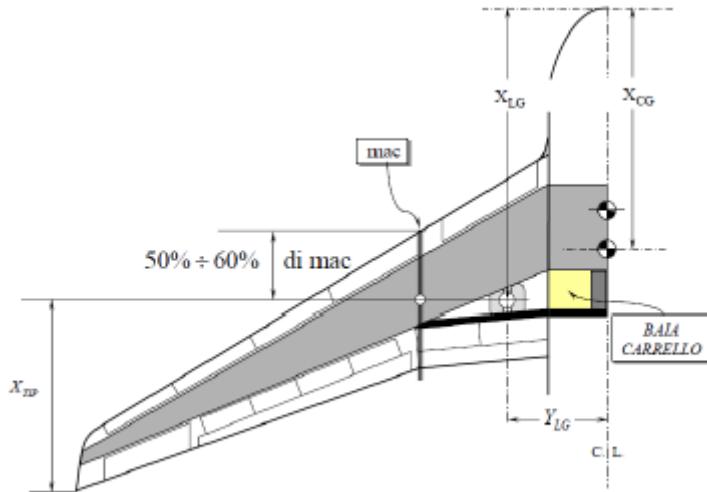


Figura 7.4 Posizionamento Carrelli

Motori, gondole e piloni

La posizione dei motori, con le rispettive gondole e piloni, è mostrata in Figura 7.5.

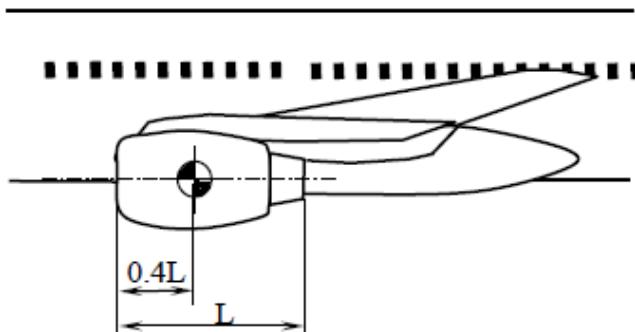


Figura 7.5 Baricentro dei motori con le rispettive gondole

Carburante

Il calcolo della posizione dei baricentri si ottiene considerando i serbatoi sempre pieni, la variazione della quantità del carburante viene considerata come variazione della densità.

In questo modo conoscendo la geometria e la posizione del cassone si può calcolare la posizione del baricentro considerando i baricentri di varie sue sezioni trasversali.

La posizione del baricentro è stata calcolata come mostrato in Figura 7.6.

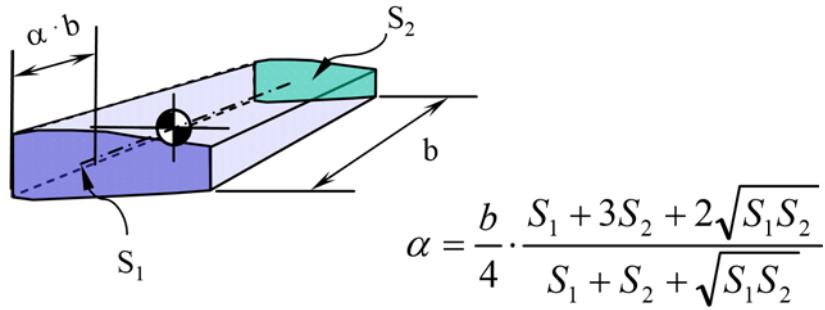


Figura 7.6 Posizione del baricentro nei serbatoi

Payload ed equipaggio

La posizione del baricentro relativo ai passeggeri, uguale a quella degli assistenti di volo, si trova attraverso la seguente formula:

$$CG_{Passeggeri} = CG_{Ass} = L_{cockpit} + \frac{1}{2}L_{seats}$$

Il baricentro relativo ai piloti è dato da:

$$CG_{Piloti} = \frac{1}{2}L_{cockpit}$$

La posizione del baricentro dei bagagli e delle merci è ricavata dalle seguenti relazioni:

$$CG_{cargo}^{ant} = X_C + L_{stiva}^{(ant)} - \frac{1}{2}L_{container}^{(ant)}$$

$$CG_{cargo}^{post} = X_C + L_{stiva}^{(ant)} + c_R + L_{stiva}^{(post)} - \frac{1}{2}L_{container}^{(post)}$$

7.2.3 Escursione del baricentro

Dopo aver calcolato i baricentri dei singoli componenti, si procede a valutare come varia la posizione del baricentro del velivolo, al variare della condizione operativa.

L'escursione del baricentro, come detto in precedenza, deve essere compresa tra il 10% e il 35% della corda media aerodinamica.

In Figura 7.7 sono riportate le posizioni del baricentro nelle 4 condizioni operative ed è stato ottenuto considerando:

$$X_{wg} = 0.3 \cdot L$$

Dove L è la lunghezza della fusoliera.

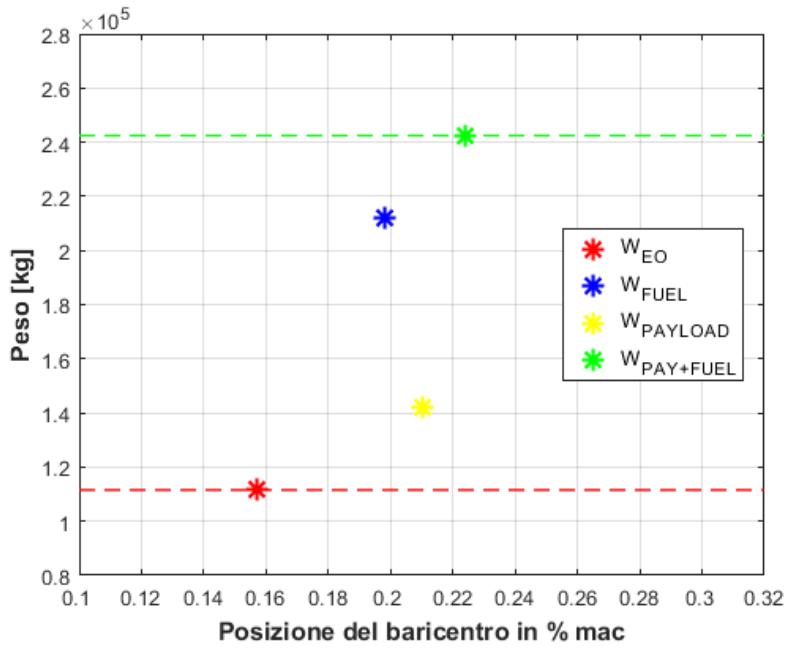


Figura 7.7 Escursione del baricentro nelle 4 condizioni operative

Si considerano due sequenze di imbarco dei passeggeri:

- La prima sequenza prevede di far sedere i passeggeri dall'ultima fila di sedili, ossia quella che risulta più arretrata rispetto al *nose*, fino alla prima;
- La seconda invece, opposta alla prima, prevede di far sedere i passeggeri dalla prima fila all'ultima.

In entrambi i casi vengono riempiti per primo i sedili vicini al finestrino, dopo quelli centrali e infine quelli adiacenti al corridoio, come mostrato in Figura 7.8.

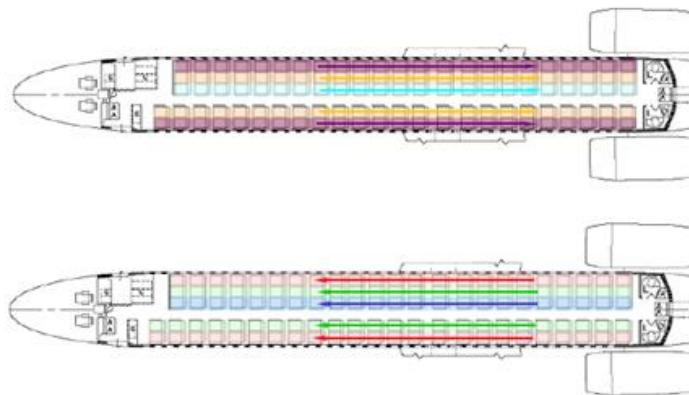


Figura 7.8 Sequenze per l'imbarco dei passeggeri

Si riporta in un grafico lo spostamento del baricentro del velivolo durante l'ingresso in cabina dei passeggeri, ottenendo in questo modo il diagramma a patate (Figura 7.8).

Nel grafico si hanno due coppie di linee spezzate, con le linee magenta si indica l'escursione del baricentro al riempirsi dei serbatoi, mentre, con le linee blu durante il caricamento dei bagagli nelle stive. Entrambe le coppie di linee sono tracciate nella posizione più avanzata e più arretrata del baricentro.

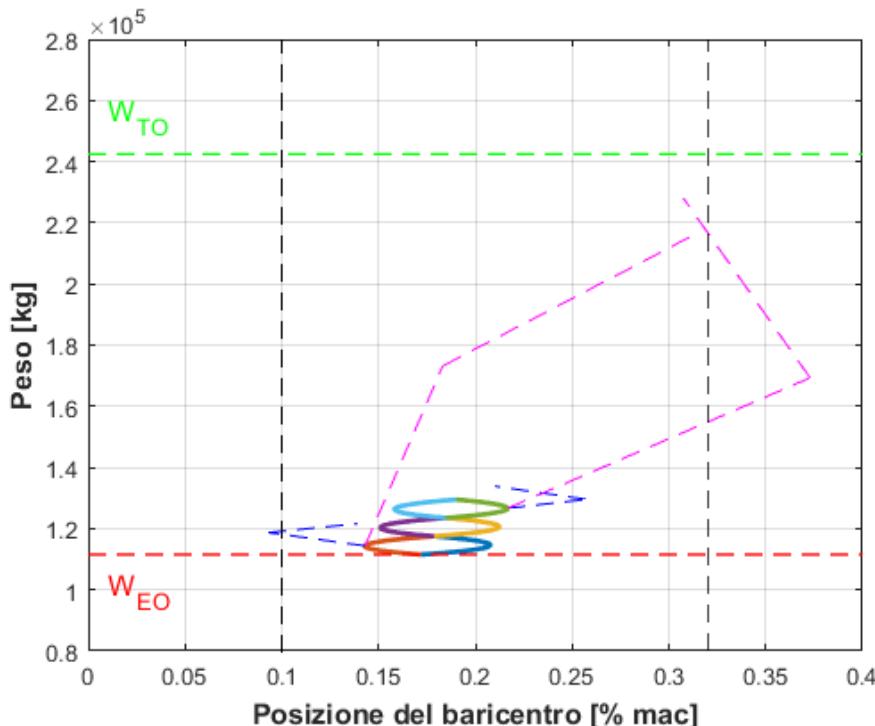


Figura 7.9 Escursione del baricentro durante l'imbarco dei passeggeri

7.3 Posizionamento dei carrelli

Il posizionamento dei carrelli deve soddisfare alcuni vincoli sia geometrici che di stabilità. Il vincolo strutturale prevede che il carrello principale debba essere alloggiato in una posizione compresa tra il 50% e il 60% della mac, questo vincolo è verificato.

Vincolo di rotazione longitudinale

Questo vincolo serve ad evitare che, durante la rotazione, il baricentro del velivolo non superi la verticale d'appoggio (tale circostanza porterebbe il velivolo a "sedersi" sulla pista). Occorre quindi verificare che:

$$\beta > \theta \quad \text{dove} \quad \theta \cong 15^\circ$$

L'angolo θ è detto angolo di seduta, mentre β è l'angolo formato tra la verticale, condotta attraverso il carrello principale, e la retta congiungente il punto di contatto degli pneumatici principali e il baricentro del velivolo (considerato nella sua posizione più arretrata), come mostrato in Figura 7.10.

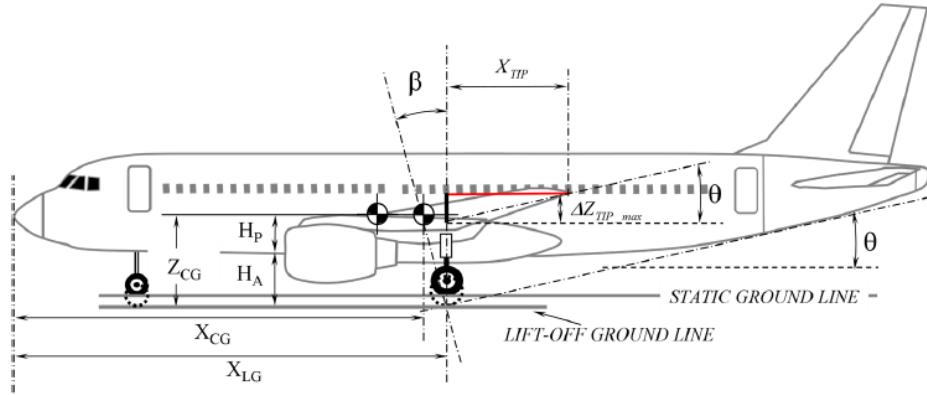


Figura 7.10 Vincolo di rotazione longitudinale

Da considerazioni geometriche si ha che:

$$\beta = \arctan\left(\frac{X_{LG} - (X_{CG})_{max}}{Z_{CG}}\right)$$

Dove X_{LG} indica l'ascissa del baricentro del carrello principale, $(X_{CG})_{max}$ la massima escursione del baricentro ed infine Z_{CG} l'altezza dal suolo del baricentro del velivolo.

Vincolo di rotazione laterale

Questo vincolo serve ad evitare che la gondola motore entri in contatto con il suolo, per effettuare questa verifica si assume un angolo di diedro, rappresentato in Figura 7.11, pari a $\Gamma = 5^\circ$, normalmente questo angolo varia dai 3° ai 7° .

Per evitare che la gondola urti con la pista in caso di atterraggio con un certo angolo di rollio, l'angolo Φ dovrà essere maggiore di 8° , ed è dato da:

$$\Phi = \arctan\left(\frac{H_E}{Y_E - Y_{LG}}\right)$$

Dove H_E indica l'altezza dal suolo della gondola motore, Y_E ordinata del baricentro del motore e Y_{LG} l'ordinata del baricentro del carrello principale.

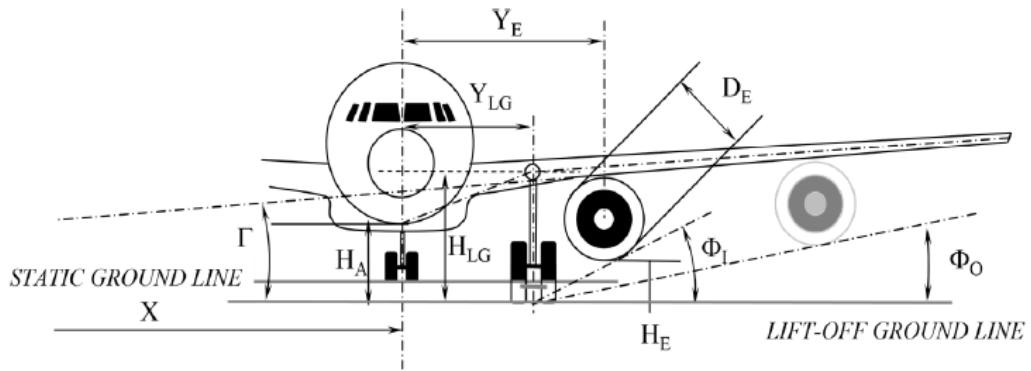


Figura 7.11 Vincolo sul piano laterale

Verifica dell'equilibrio al suolo

Il vincolo di distribuzione delle forze al suolo fra i carrelli serve ad evitare problemi strutturali, nel caso di carico eccessivo, e per non compromettere la manovrabilità del velivolo a terra nel caso di carico troppo basso. Per il calcolo di questa forza si fanno delle considerazioni di equilibrio alla traslazione verticale e alla rotazione intorno al baricentro (come mostrato in Figura 7.12):

$$W = 2F_M + F_N$$

$$2F_M b_M - F_N b_N = 0$$

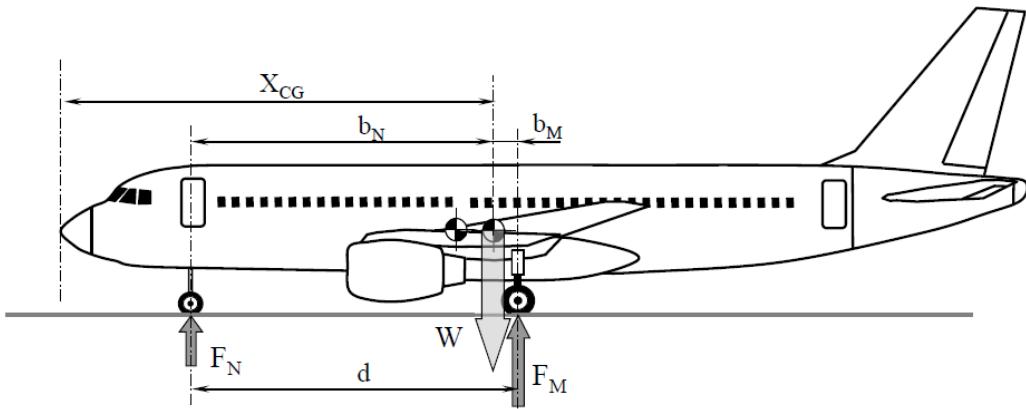


Figura 7.12 Carichi agenti sui carrelli

La condizione da soddisfare è al seguente:

$$0.08 < \frac{F_N}{W} < 0.15$$

Vincolo sull'angolo di turn-over

Il vincolo sull'angolo di turn-over serve a garantire la sicurezza nelle operazioni di *taxing*.

L'angolo Ψ , mostrato in Figura 7.13, deve risultare sempre minore di 55° per il soddisfacimento del vincolo. Per il calcolo di quest'angolo si hanno le seguenti relazioni:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{Y_{LG}}{d}\right)$$

$$c = b_N \cdot \sin(\alpha)$$

$$\Psi = \arctan\left(\frac{Z_{CG}}{c}\right)$$

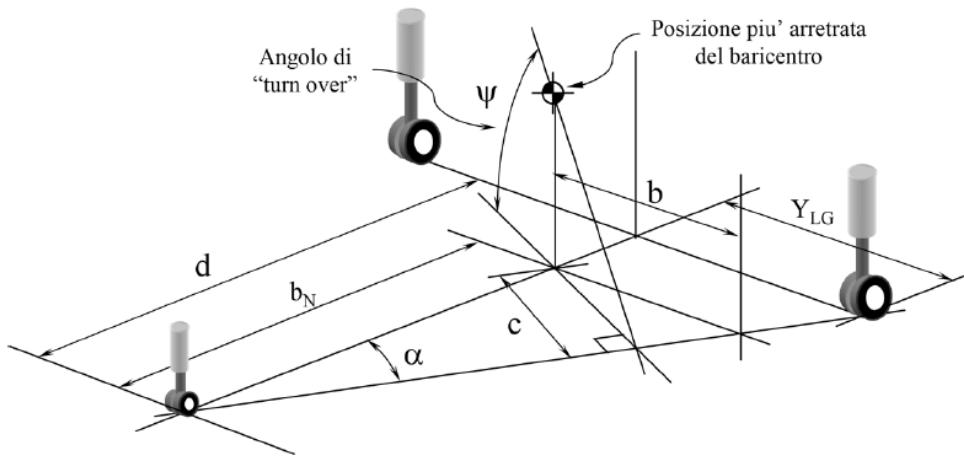


Figura 7.13 Angolo di turn-over

Nella Tabella 7.1 sono mostrati i risultati delle verifiche.

Descrizione	Valore	Vincolo
Angolo di seduta	$\beta = 24,40^\circ$	$\beta > 15^\circ$
Angolo di turn over	$\Psi = 45,60^\circ$	$\Psi < 55^\circ$
Angolo Φ	$\Phi = 8,49^\circ$	$\Phi > 8^\circ$
Carico sul carrello anteriore	$\frac{F_N}{W} = 0.09$	$0.08 < \frac{F_N}{W} < 0.15$

Tabella 7.1 Risultati delle verifiche

Nei capitoli precedenti il progetto del velivolo è stato effettuato assumendo come dati la tratta e il numero di passeggeri indicati nella specifica tecnica, ma in generale, le varie compagnie aeree utilizzeranno il velivolo in configurazioni diverse da quelle di progetto, sia in termini di carico pagante che di carburante imbarcato, ossia di lunghezza della tratta percorsa. Per questo motivo in questo capitolo si effettua un'analisi di flessibilità del velivolo. Si realizza inoltre la polare del velivolo completo.

7.4 Analisi di flessibilità

Il progetto dell'aereo è stato fatto considerando una precisa configurazione di progetto, con un dato carico pagante e una tratta specifica, ma, non verrà utilizzato solo per questa missione, quindi dovrà essere flessibile.

Per avere un aereo flessibile dovrà essere possibile variare il numero di passeggeri e il quantitativo di carburante, si definiscono quindi le seguenti tratte caratteristiche:

- *Maximum Payload Range (L_1)*: rappresenta la massima tratta percorribile con il massimo carico pagante imbarcabile, ovvero il VLP, e il combustibile ridotto in modo tale da rispettare il vincolo relativo al massimo peso al decollo;
- *Nominal Payload Range (L_2)*: rappresenta la massima tratta percorribile con il massimo carico di combustibile e il carico pagante ridotto, in modo tale da rispettare il limite imposto dal massimo peso al decollo;
- *Ferry range (L_3)*: rappresenta la massima tratta percorribile senza il carico pagante e con la massima quantità di combustibile imbarcabile.

In Figura 7.14 è mostrato il diagramma di flessibilità del velivolo di progetto, mentre nella Tabella 7.2 si riportano le tratte caratteristiche.

Design Range	5750 nm
Maximum Payload Range	4473 nm
Nominal Payload Range	7253 nm
Ferry Range	7478 nm

Tabella 7.2 Tratte caratteristiche

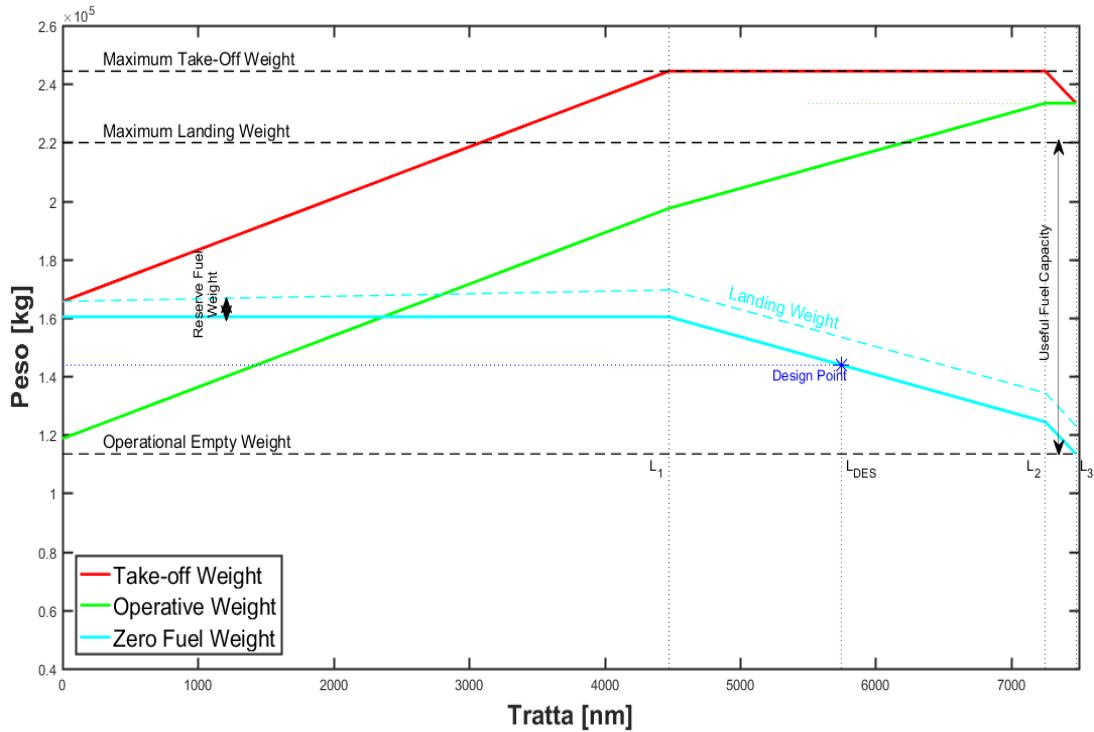


Figura 7.14 Diagramma di flessibilità

7.5 Sistema di ipersostentazione

Si procede con il progetto degli ipersostentatori di cui deve essere dotata l'ala, al fine di soddisfare le prestazioni richieste nel progetto di bassa velocità e si valutano diverse configurazioni di ipersostentatori di bordo d'attacco e di bordo d'uscita.

Gli ipersostentatori possono essere suddivisi in due gruppi:

1. Ipersostentatori di bordo d'attacco, che si dividono a loro volta in:
 - Plain leading-edge flaps (Plef);
 - Slats & Krueger flaps (K).
2. Ipersostentatori di bordo d'uscita, che si dividono a loro volta in:
 - Single slotted flaps (Ssf);
 - Single slotted Fowler flaps (Ssff);
 - Double slotted Fowler flaps with fixed vane (Dsff_fv);
 - Double slotted Fowler flaps with variable geometry (Dsff_vg).

Per prima cosa si stima il coefficiente di portanza massimo dell'ala pulita, in modo tale da capire quanto deve essere grande l'effetto degli ipersostentatori. Si assume come profilo di riferimento è il NACA 65-412 i cui dati basilari, tratti dall'Abbott sono riportati nella Tabella 7.3.

CARATTERISTICA	SIMBOLO	VALORE
Coefficiente di portanza ad incidenza nulla	C_{l0}	0.3
Coefficiente di portanza massimo	C_{lmax}	1.66
Pendenza della curva del coefficiente di portanza [rad^{-1}]	$C_{l\alpha}$	4.9

Tabella 7.3 Caratteristiche del profilo di riferimento

Il coefficiente di portanza massimo dell'ala pulita è pari al 90% del coefficiente di portanza del profilo alare di riferimento, moltiplicato per il coseno della freccia alare:

$$C_{Lmax} = 0.9 \cdot C_{lmax} \cdot \cos(\Lambda_{25})$$

In questo modo si ricava l'incremento del coefficiente di portanza massimo che il sistema di ipersostentazione deve garantire.

7.5.1 Ipersostentatori al bordo d'uscita

Nel caso degli ipersostentatori al bordo d'uscita i parametri da considerare sono:

- c'/c rapporto tra la corda del profilo con flap esteso e flap retratto;
- δ_f massimo angolo di deflessione del flap (o del *forward* in caso di flap doppio);
- δ_{fA} massimo angolo di rotazione dell'*aft section* rispetto *forward*.

Si riportano in Tabella 7.4 per i vari tipi di ipersostentatori al bordo di uscita, mentre, in Tabella 7.5 si riportano gli effetti degli ipersostentatori sulla configurazione pulita.

	<i>ssf</i>	<i>ssff</i>	<i>dsff_fv</i>	<i>dsff_vg</i>
c'/c	1.1	1.225	1.225	1.25
δ_f	30°	30°	45°	30°
δ_{fA}	-	-	-	35°

Tabella 7.4 Scelte progettuali per i vari tipi di ipersostentatori di bordo d'uscita

	<i>ssf</i>	<i>ssff</i>	<i>dsff_fv</i>	<i>dsff_vg</i>
$\Delta C_{l0}^{(f)}$	1.4404	1.7162	2.0687	2.9895
$\Delta C_{lmax}^{(f)}$	1.5764	2.0222	2.3747	3.2545
$C_{la}^{(f)}$	4.8701 rad ⁻¹	5.4936 rad ⁻¹	5.0822 rad ⁻¹	5.6401 rad ⁻¹

Tabella 7.5 Effetti degli ipersostentatori di bordo d'uscita per il profilo alare pulito

L'incremento del coefficiente di portanza massimo dovuto all'estensione del flap può essere calcolato attraverso la seguente relazione:

$$\Delta C_{Lmax}^{flap} = 0.92 \cdot \Delta C_{Lmax}^{flap} \cdot \frac{S_{flapped}}{S} \cdot \cos(\Lambda_{25})$$

Dove con $S_{flapped}$ si indica la superficie alare interessata dai flap data da:

$$S_{flapped} = S_f^{in} + S_f^{out}$$

Dove:

$$S_f^{in} = 2 \left[\frac{(c_R + c_K) \cdot FL_{in}}{2} \right] \quad \text{con} \quad FL_{in} = 0.23 \frac{b}{2}$$

$$S_f^{out} = 2 \left[\frac{(c_{Fout} + c_K) \cdot FL_{out}}{2} \right] \quad \text{con} \quad FL_{out} = 0.40 \frac{b}{2}$$

dove FL_{in} e FL_{out} sono lunghezze mostrate nella Figura 7.15.

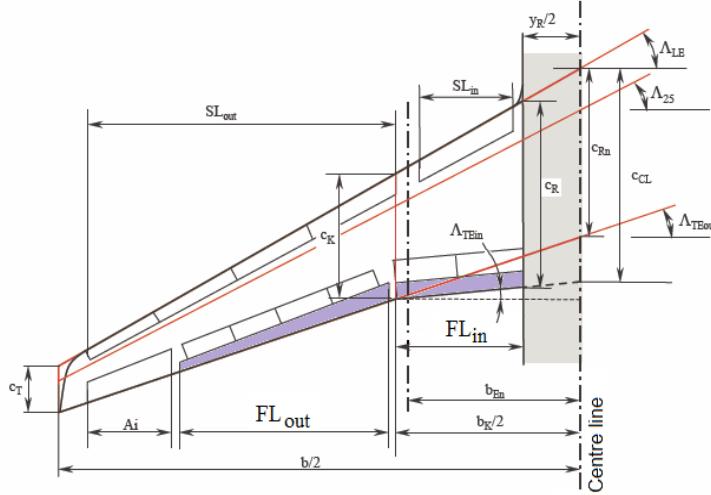


Figura 7.15 Geometria dell'ala

7.5.2 Ipersostentatori al bordo d'attacco

Nel caso di ipersostentatori di bordo d'attacco i parametri progettuali da scegliere sono:

- c'/c rapporto tra la corda del profilo con slat esteso e slat retratto;
- δ_s massimo angolo di deflessione dello slat.

Le scelte progettuali e gli effetti della deflessione degli ipersostentatori sulla curva di portanza del profilo alare sono riportati rispettivamente nelle Tabelle 7.6 e 7.7.

	<i>plef</i>	<i>k</i>
c'/c	0.15	0.15
δ_s	20°	-

Tabella 7.6 Scelte progettuali per i vari tipi di ipersostentatori al bordo d'attacco

	<i>plef</i>	<i>k</i>
$\Delta C_{l0}^{(s)}$	-0.0440	0
$\Delta C_{lmax}^{(s)}$	0.3819	0.7359

Tabella 7.7 Effetti degli ipersostentatori di bordo d'attacco per il profilo alare pulito

Per il calcolo dell'incremento del coefficiente di portanza si usa la stessa formula utilizzata per gli ipersostentatori al bordo di uscita:

$$\Delta C_{Lmax}^{slat} = \Delta C_{l0}^{flap} \frac{S_{slatted}}{S} \cos^2(\Lambda_{25})$$

La superficie alare interessata dagli slat è data da:

$$S_{slatted} = S_S^{in} + S_S^{out}$$

Dove:

$$S_S^{in} = 2 \left[\frac{(c_R + c_{S_{in}})}{2} SL_{in} \right] \quad \text{con} \quad SL_{in} = 0.18 \frac{b}{2}$$

$$S_S^{out} = 2 \left[\frac{(c_K + c_{S_{out}})}{2} SL_{out} \right] \quad \text{con} \quad SL_{in} = 0.58 \frac{b}{2}$$

7.5.3 Effetto combinato degli ipersostentatori

L'effetto combinato degli ipersostentatori di bordo d'attacco e di bordo d'uscita viene valutato considerando ogni possibile combinazione di dispositivi, i risultati vengono mostrati nella Tabella 7.8.

	ssf		ssff		dsff_fv		dsff_vg	
	plef	k	plef	k	plef	k	plef	k
$\Delta C_{l0}^{(f)}$	1.6964	1.7404	1.9722	2.0162	2.3248	2.3687	3.2455	3.2895
$\Delta C_{lmax}^{(f)}$	3.6183	3.9723	4.0641	4.4180	4.4166	4.7706	5.2964	5.6504
$C_{l\alpha}^{(f)} [rad^{-1}]$	4.8701	4.8701	5.4936	5.4936	5.0822	5.0822	5.6401	5.6401

Tabella 7.8 Effetti degli ipersostentatori per il profilo alare pulito

Dopo aver trovato i risultati delle combinazioni di ipersostentatori di bordo d'attacco e d'uscita sul profilo pulito, si valuta l'incremento del coefficiente di portanza sull'ala isolata. I risultati sono mostrati nella Tabella 7.9.

	ssf		ssff		dsff_fv		dsff_vg	
	plef	k	plef	k	plef	k	plef	k
C_{Lmax}	2.3494	2.5422	2.5905	2.7833	2.7812	2.9740	3.2570	3.4498

Tabella 7.9 Effetto combinato degli ipersostentatori per l'ala isolata

Oltre all'ala si devono considerare altri contributi per il calcolo del coefficiente di portanza massimo tra cui:

- L'interferenza tra l'ala e la fusoliera valutato dalla seguente relazione:

$$\Delta C_{Lmax}^{fuselage} = K_{ff} \frac{2}{1 + \lambda_W} \frac{b_{fl}}{b} \Delta C_{l0}^{(f)}$$

Dove K_{ff} è il fattore di interferenza che vale circa $1/3$, b_{fl} rappresenta la distanza dall'asse di fusoliera dell'*inboard end flap* ed infine $\Delta C_{l0}^{(f)}$ è la variazione del coefficiente di portanza ad incidenza nulla.

- L'effetto di *cutout* dei flap in scia al motore, per evitare che il flusso di scarico del motore urti contro i flap stessi e si assume una riduzione del 50% di ΔC_{Lmax}^{flap} :

$$\Delta C_{Lmax}^{cut_out} = -0.5 \frac{\Delta S_{co}}{S} \Delta C_{lmax}^{(f)}$$

Con $\Delta S_{co} = \frac{1}{3} S_f^{in}$.

- Il contributo della forza deportante in coda riduce il massimo valore della portanza rispetto al caso ideale di ala isolata e può essere approssimata al 5% del valore del coefficiente di portanza massimo calcolato come se l'ala fosse isolata:

$$\Delta C_{Lmax}^{HT} = -0.05 \cdot \Delta C_{Lmax}^{(f,s)}$$

Il coefficiente di portanza massimo complessivo dell'intero velivolo è dato da:

$$C_{Lmax} = C_{Lmax}^{clean_wing} + \Delta C_{Lmax}^{flap} + \Delta C_{Lmax}^{slat} + \Delta C_{Lmax}^{fuselage} + \Delta C_{Lmax}^{HT} + \Delta C_{Lmax}^{cut_out}$$

Questa formula viene espressa sia per la configurazione di decollo che per quella di atterraggio, andando a valutare, per ogni combinazione di sistema di ipersostentazione usato, il valore del coefficiente di portanza massimo con quelli richiesti dalla configurazione ottimale. Si nota che è sufficiente verificare che il sistema di ipersostentazione garantisca un adeguato valore del coefficiente di portanza massimo per la sola prestazione di atterraggio, in quanto la prestazione di decollo richiede un coefficiente di portanza minore. I risultati sono evidenziati in Tabella 7.10.

	<i>ssf</i>		<i>ssff</i>		<i>dsff_fv</i>		<i>dsff_vg</i>	
	<i>plef</i>	<i>k</i>	<i>plef</i>	<i>k</i>	<i>plef</i>	<i>k</i>	<i>plef</i>	<i>k</i>
C_{Lmax}	2.3985	2.5817	2.6518	2.8350	2.8755	3.0587	3.4409	3.6240

Tabella 7.10 Effetto combinato degli ipersostentatori per il velivolo completo

Dalle verifiche di bassa velocità si ha che la configurazione scelta necessita di un C_{Lmax}^{LA} pari a 2.97, quindi un valore di C_{Lmax}^{LA} pari a 3.4408 soddisfa ampiamente il requisito della prestazione in atterraggio, garantendo un buon margine di sicurezza.

Il sistema di ipersostentazione scelto consiste dunque, in un *Double slotted fowler flap with variable geometry (dsff_vg)* al bordo d'uscita e in un *Plain leading edge flap* al bordo d'attacco.

7.6 Polare del velivolo

La polare aerodinamica viene approssimata con una parabola:

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 + C_{Dcomp}$$

Il valore del coefficiente di resistenza parassita C_{D0} è pari a:

$$C_{D0} = 0.019$$

Il coefficiente K viene calcolato scomponendolo in K_1 e K_2 (come visto precedentemente):

$$K = 0.0359$$

Il Mach critico si calcola attraverso la seguente formula:

$$M_{crit} = M_{DD} - \left(\frac{0.002}{K_{WD}} \right)^{0.25}$$

Dove $K_{WD} = 20$, mentre per il calcolo del Mach di Drag Rise è dato da:

$$M_{DD} = \frac{K_{DD0}}{\cos(\Lambda_{25})} - \frac{K_{DDTC} \cdot \left(\frac{t}{c} \right)_{ref}}{[\cos(\Lambda_{25})]^2} - \frac{K_{DDCL} \cdot C_{Ldes}}{[\cos(\Lambda_{25})]^3}$$

La resistenza dovuta alla comprimibilità dell'aria è data da:

$$C_{Dcomp} = K_{WD} \cdot (M - M_{crit})^4$$

Si riporta in un grafico il valore del coefficiente di resistenza, in funzione del numero di Mach per alcuni valori del coefficiente di portanza (Figura 7.16).

Per valori del Mach superiori a 0.75 si ha una variazione della forma della polare, come mostrato in Figura 7.17.

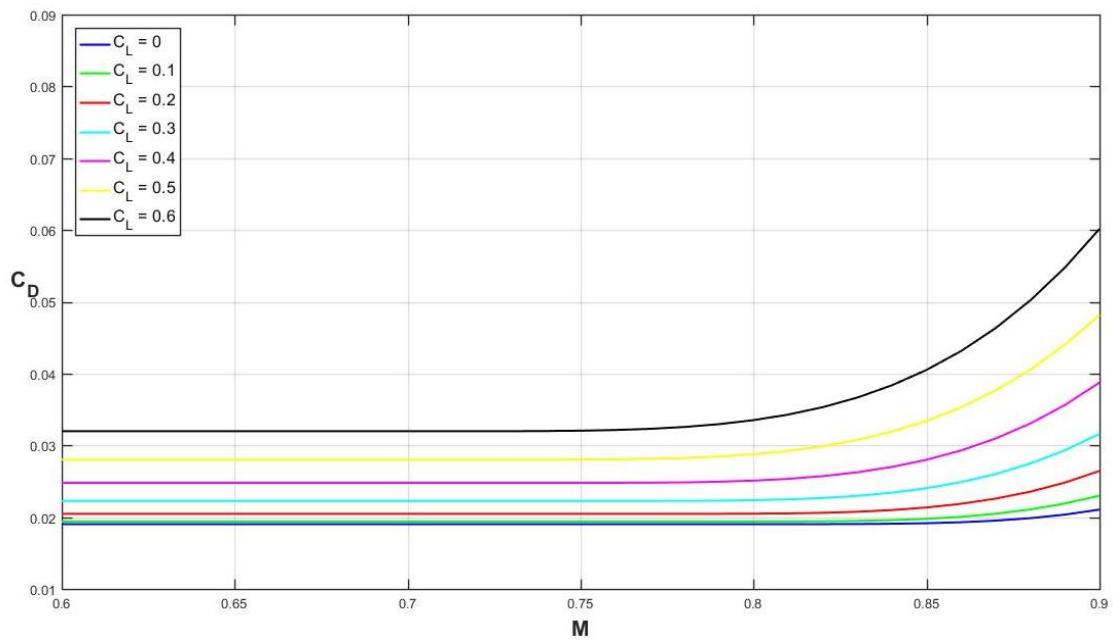


Figura 7.16 Effetto del numero di Mach sulla resistenza

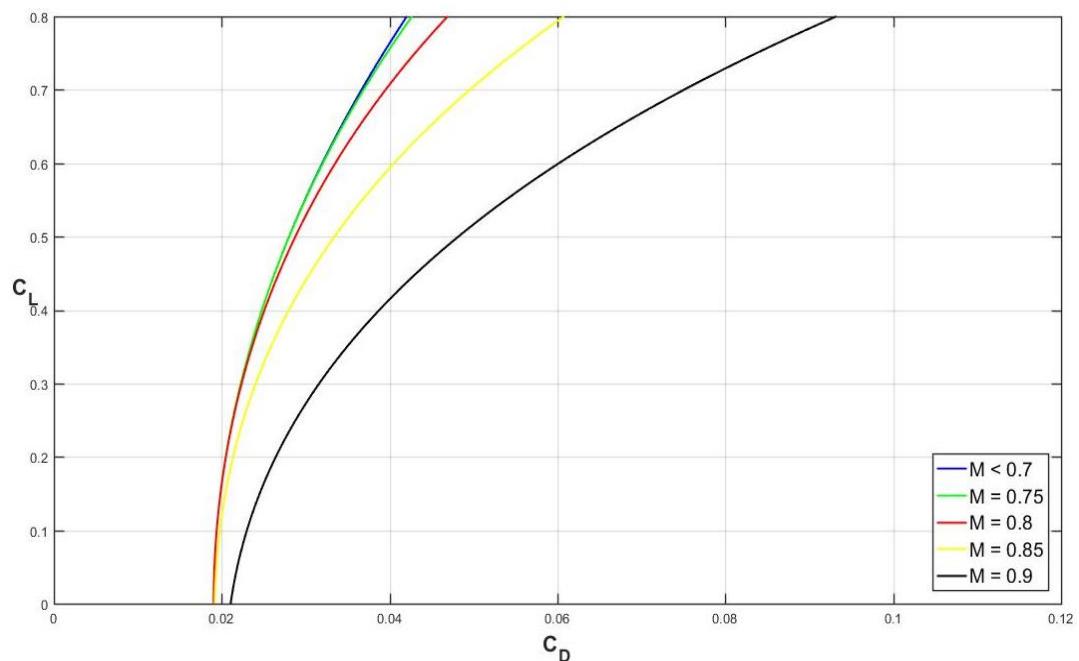


Figura 7.17 Effetto del numero di mach sulla forma della polare

Parte II

Dimensionamento di massima del cassone alare

Capitolo 8

Analisi dei carichi

8.1 Introduzione

La seconda parte del progetto prevede il dimensionamento del pannello dorsale e ventrale dell'ala, con riferimento alle prescrizioni della normativa FAR 25 – Part C.

Nel progetto verrà eseguita una procedura semplificata:

1. Si determinano i carichi dovuti alle manovre simmetriche e alle raffiche verticali;
2. Si determinano i carichi agenti sul cassone alare derivanti dalle azioni aerodinamiche e dalle distribuzioni di massa, per il calcolo delle caratteristiche della sollecitazione agenti sull'ala;
3. Si tracciano gli inviluppi di volo considerando tre condizioni significative;
4. Si individuano le condizioni di carico più gravose e si procede con il dimensionamento del pannello dorsale e ventrale.

8.2 Inviluppo di volo

L'inviluppo di volo viene determinato per tre condizioni ritenute significative:

1. Peso massimo al decollo (W_{TO}) a quota $h = 0 \text{ ft}$;
2. Peso di progetto in crociera (W_{des}) a quota $h = 30\,000 \text{ ft}$;
3. Peso massimo a zero combustibile ($MZFW$) a quota $h = 0 \text{ ft}$.

L'inviluppo di volo identifica le condizioni in termini di velocità equivalente (EAS) e di fattore di carico in cui il velivolo può trovarsi, è dato dall'unione di:

- Il diagramma di manovra;
- Il diagramma di raffica.

8.2.1 Diagramma di manovra

Il diagramma di manovra mette in relazione la velocità equivalente del velivolo con i fattori di carico n_z , che possono essere raggiunti dal velivolo durante le manovre. Nella Figura 8.1 è riportato un diagramma di manovra tipico per velivoli dell'aviazione commerciale.

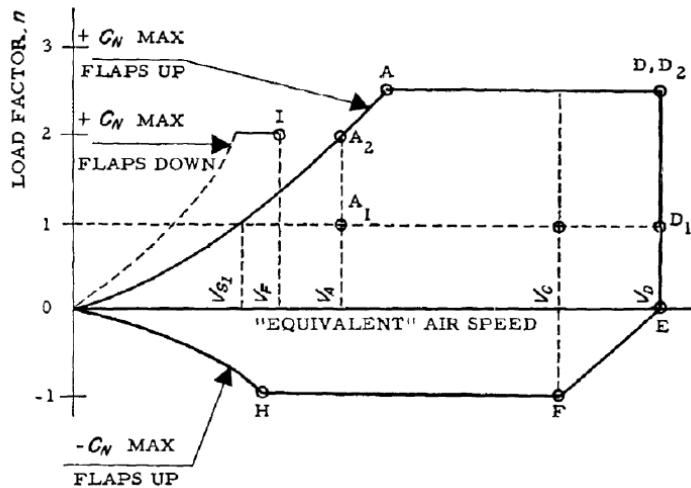


Figura 8.1 Diagramma di manovra

Il fattore di carico n_z si riferisce alle variazioni del carico aerodinamico sull'asse ortogonale all'asse longitudinale del velivolo (quindi all'asse x nel sistema assi corpo).

Si semplifica la forza in direzione normale all'asse x come segue:

$$N = L \cdot \cos \alpha + D \cdot \sin \alpha \cong L$$

Il tratto \overline{OA} del diagramma di manovra rappresenta un arco di parabola che unisce l'origine con il punto A, la cui equazione è data da:

$$n_z = \frac{\rho_0 \cdot (EAS)^2 \cdot C_{L_{max}}}{2 \cdot W/S}$$

Dal diagramma di Figura 8.1 si possono definire le seguenti velocità caratteristiche:

- Velocità equivalente di stallo a flap retratti V_{S_1} corrisponde all'intersezione tra il ramo parabolico del diagramma di manovra, a flap estratti, con $n_z = 1$;
- La velocità equivalente di progetto per la manovra (*Design Maneuvering Speed*) V_A data dall'intersezione del tratto parabolico con $n_z = n_z^{max}$;

- La velocità equivalente di progetto per la crociera (*Desing Cruising Speed*)
 V_C è la massima velocità operativa di crociera prevista per il velivolo di progetto ed è stata calcolata da:

$$V_C = M \cdot a(h) \cdot \sqrt{\frac{\rho(h)}{\rho_0}}$$

Dove h è la quota considerata;

- La velocità equivalente di progetto per la picchiata (*Desing Diving Speed*)
 V_D è la velocità massima prescritta dai regolamenti e deve avere un certo margine di sicurezza sulla V_C in funzione della quota. Può essere ricavata in due modi:
 1. Per quote inferiori alla quota di transizione (da normativa pari a 20 000 ft) da cui si prende $V_D = 1.25 \cdot V_C$;
 2. Per quote superiori alla quota di transizione è possibile mantenere costante il Mach, dunque la V_D viene data da $M_D = (1 + 0.07) \cdot M_C$.

Il punto H si trova sul ramo di parabola dato da:

$$n_z = \frac{\rho_0 \cdot (EAS)^2 \cdot C_{L_{max}}^-}{2 \cdot W/S}$$

Si definisce dalla normativa il fattore di carico limite positivo da:

$$n_z^{max} = 2.1 + \frac{24000}{W_{TO} + 10000} \quad \text{per} \quad 2.5 \leq n_z^{max} \leq 3.8$$

Nel nostro caso $n_z^{max} = 2.5$.

Il fattore di carico limite negativo è pari a $n_z^{min} = -1$, da normativa.

8.2.2 Diagramma di raffica

Il diagramma di raffica rappresenta il legame tra la velocità equivalente e i valori del fattore di carico, che possono essere raggiunti a causa di raffiche di vento a cui il velivolo è soggetto. Per la determinazione dei carichi da raffica si considera solo la raffica verticale.

Nella Figura 8.1 è riportato un diagramma di raffica tipico per velivoli dell'aviazione commerciale.

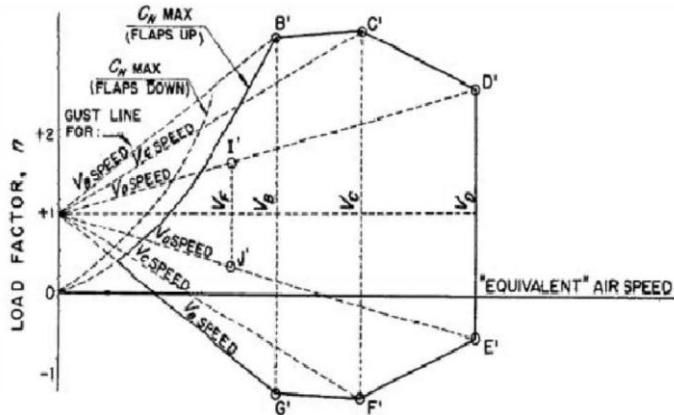


Figura 8.2 Diagramma di raffica

Il regolamento prevede di considerare tre velocità di intensità di raffica U_{de} alla tre diverse velocità V_B , V_C e V_D , quindi sono definite da:

- Fino alla quota di transizione:

$$U_{de}^B = 66 \text{ ft/s}$$

$$U_{de}^C = 50 \text{ ft/s}$$

$$U_{de}^D = 25 \text{ ft/s}$$

- Tra i 20 000 ft e i 50 000 ft queste velocità variano linearmente:

$$U_{de}^B \text{ da } 66 \text{ ft/s a } 38 \text{ ft/s}$$

$$U_{de}^C \text{ da } 50 \text{ ft/s a } 25 \text{ ft/s}$$

$$U_{de}^D \text{ da } 25 \text{ ft/s a } 12.5 \text{ ft/s}$$

L'andamento di U_{de} al variare della quota è mostrato in Figura 8.3.

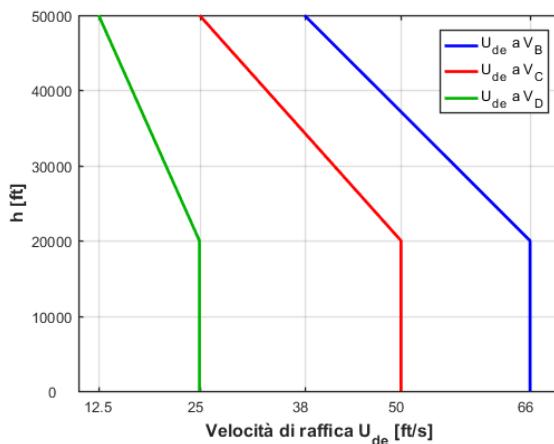


Figura 8.3 Andamento della U_{de} al variare della quota

La variazione del fattore di carico rispetto all'unità è data da:

$$n_z = 1 \pm K_g \cdot \frac{\rho_0 \cdot C_{L\alpha} \cdot EAS \cdot U_{de}}{2(W/S)}$$

Dove K_g rappresenta il fattore di attenuazione della raffica, ricavato dal modello di Pratt:

$$K_g = \frac{0.88 \cdot \mu_g}{5.3 + \mu_g}$$

Il termine μ_g viene detto massa ridotta e si calcola attraverso:

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho \cdot g \cdot C_{L\alpha} \cdot \bar{c}}$$

La pendenza della curva di portanza si calcola attraverso una formula approssimata riportata nel Torenbeek:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi}{\frac{2}{AR} + \sqrt{\left(\frac{2}{AR}\right)^2 + (1 - M^2) \left[1 + \frac{(tan\Lambda_{25})^2}{(1 - M^2)}\right]}}$$

8.2.3 Risultati della procedura

Si riportano di seguito nelle Figure 8.4, 8.5 e 8.6 degli inviluppi di volo relativi alla fase di decollo, di crociera e di atterraggio.

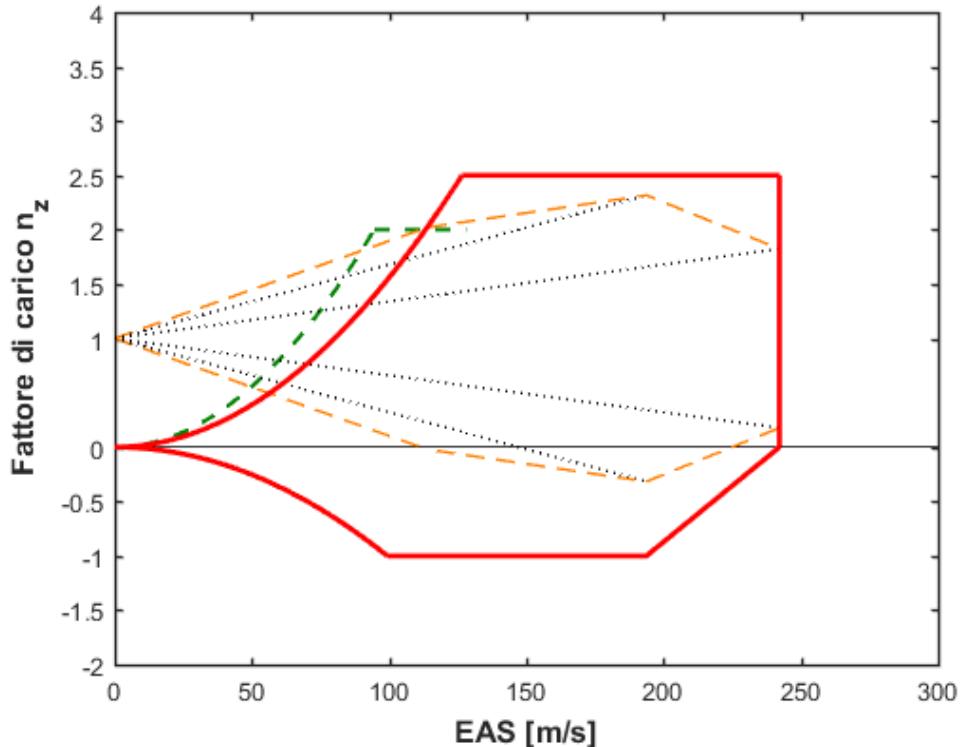


Figura 8.4 Inviluppo di volo per la fase di decollo

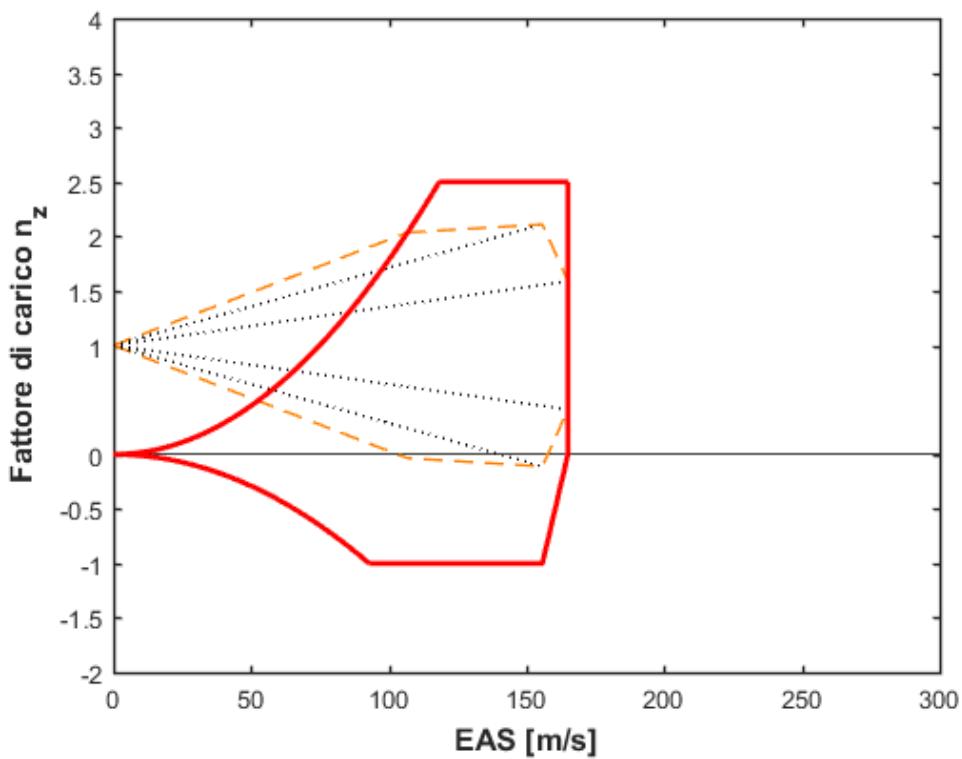


Figura 8.5 Inviluppo di volo per la fase di crociera

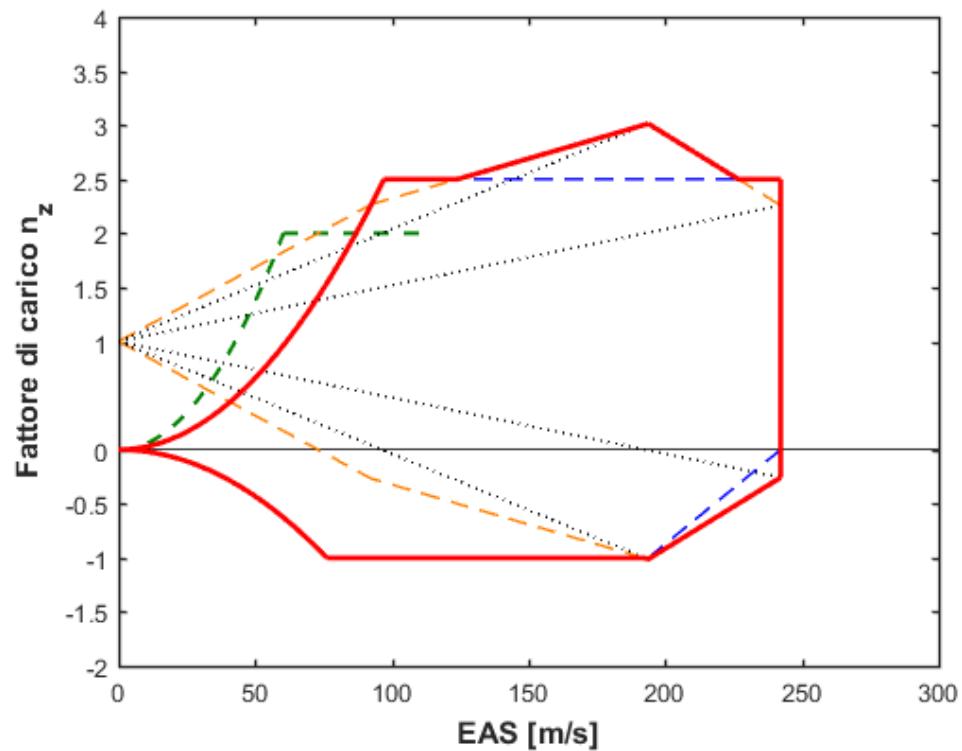


Figura 8.6 Inviluppo di volo per la fase di atterraggio

8.3 Distribuzione dei carichi agenti sull'ala

I carichi agenti sull'ala che vengono presi in considerazione sono:

1. Carichi concentrati dovuti a:

- Carrello principale;
- Motore.

2. Carichi distribuiti dovuti a:

- Distribuzione di portanza;
- Massa strutturale;
- Massa del carburante.

Le condizioni di carico sono le stesse utilizzate per la costruzione dell'inviluppo di volo, per ognuna si considerano tre particolari punti:

- Il punto (V_A, n_A) o (V_B, n_B) a seconda di quale n è maggiore;
- Il punto (V_C, n_C) ;
- Il punto (V_D, n_D) .

Si ottengono 9 configurazioni totali da analizzare, lo scopo è quello di determinare la quella più gravosa dal punto di vista delle sollecitazioni per l'ala.

8.3.1 Definizione dell'ala trapezia equivalente

La determinazione dei carichi distribuiti in ala è stata valutata considerando un'ala trapezia equivalente, calcolata mantenendo inalterati l'angolo di freccia al bordo d'attacco, la corda al tip dell'ala, la semi apertura alare e la superficie esposta dell'ala, come mostrato in Figura 8.7.

La superficie alare di riferimento è data da:

$$S = S_{in} + S_{out}$$
$$S_{in} = (c_K + c_{CL}) \cdot b_K \quad \text{e} \quad S_{out} = (c_K - c_T) \cdot (b - b_K)$$

La superficie alare esposta è data da:

$$S_E = S - S_{fus}$$

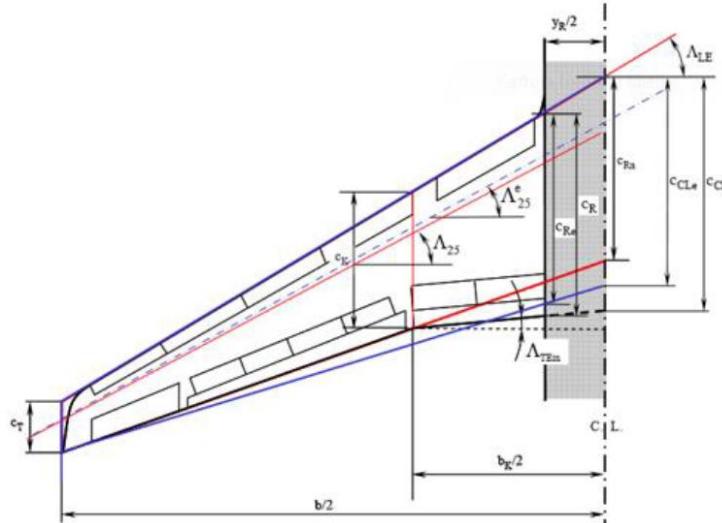


Figura 8.7 Geometria dell'ala equivalente

Le corde caratteristiche dell'ala equivalente sono:

$$c_{Re} = \frac{2 \cdot S_E}{b - y_R} \quad \text{e} \quad c_{CLe} = \frac{b \cdot c_{Re} - y_R \cdot c_T}{b - y_R}$$

Il rapporto di rastremazione equivalente è dato da:

$$\lambda_e = \frac{c_T}{c_{CLe}}$$

La corda media geometrica equivalente è data da:

$$\bar{c} = \frac{S_E}{b}$$

8.3.2 Distribuzione di portanza

La distribuzione di portanza in apertura è stata valutata utilizzando il metodo di *Diederich*, che prende come riferimento l'ala trapezia equivalente, ossia un'ala di forma trapezia avente superficie esposta pari a quella reale, rimangono inalterati anche l'angolo al bordo d'attacco, la corda al tip e la semiapertura alare.

Il metodo di *Diederich* fornisce la seguente distribuzione di portanza:

$$\frac{C_l(\eta) \cdot c(\eta)}{\bar{c}} = C_{Lw} \cdot L_A(\eta) + \varepsilon_T \cdot C_{L\alpha} \cdot L_B(\eta)$$

Dove rispettivamente i vari termini rappresentano:

- $C_l(\eta)$ la distribuzione del coefficiente di portanza bidimensionale;
- $c(\eta) = c_{CLe} \cdot [1 - (1 - \lambda_e) \cdot \eta]$ la distribuzione di corda dell'ala equivalente;

- $C_{Lw} = 1.05 \cdot C_L$ è il coefficiente di portanza in ala, che risulta maggiore di quello del velivolo completo.
- $L_A(\eta)$ è la distribuzione di portanza aggiuntiva;
- ε_T è lo svergolamento alare al tip dell'ala ed ha un valore compreso tra 1° e 3° ;
- $L_B(\eta)$ è la distribuzione di portanza di base.

La distribuzione di portanza aggiuntiva è espressa dalla seguente relazione:

$$L_A(\eta) = C_1(F) \frac{c(\eta)}{\bar{c}} + C_2(F) \frac{4}{\pi} \sqrt{1 - \eta^2} + C_3(F) f(\Lambda_\beta, \eta)$$

Il termine F è il parametro di similitudine:

$$F = \frac{2\pi AR}{C_{L\alpha} \cdot \cos(\Lambda_{25}^e)}$$

L'angolo di freccia corretto Λ_β tiene conto della comprimibilità ed è dato da:

$$\tan \Lambda_\beta = \frac{\tan \Lambda_{25}^e}{\beta}$$

Con $\beta = \sqrt{1 - M^2}$ parametro di comprimibilità.

La distribuzione di portanza di base è invece espressa dalla seguente relazione:

$$L_B(\eta) = L_A(\eta) \cdot C_4(F) \cdot \left[\frac{\varepsilon(\eta)}{\varepsilon_T} - \alpha_{01} \right]$$

Dove rispettivamente i vari termini rappresentano:

- $\eta^2 = \frac{\varepsilon(\eta)}{\varepsilon_T}$ rappresenta la distribuzione quadratica dello svergolamento;
- α_{01} è il parametro alfa dato da $\alpha_{01} = \int_0^1 \frac{\varepsilon(\eta)}{\varepsilon_T} L_A(\eta) d\eta$

Dalla definizione di portanza di base, il valor medio è nullo, quindi si ha:

$$\int_0^1 L_B(\eta) d\eta = 0$$

Una volta nota la geometria dell'ala trapezia equivalente è possibile ricavare la distribuzione di portanza agente sull'ala in funzione della condizione di volo:

$$C_L = \frac{2 \cdot n_Z \cdot W}{\rho_0 \cdot S \cdot (EAS)^2}$$

Si riporta in Figura 8.8 come esempio l'andamento tipico del $C_l(\eta)$ e del $C_l(\eta) \cdot c(\eta)$, in entrambi i grafici vengono riportati anche i contributi dovuti alla distribuzione di portanza di base e a quella aggiuntiva.

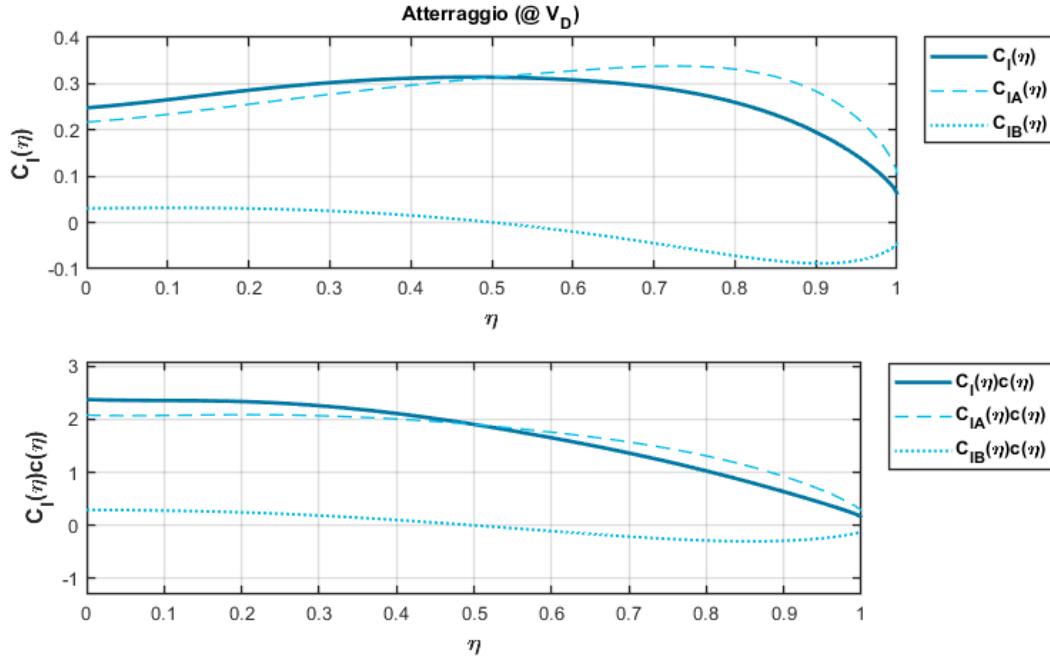


Figura 8.8 Andamento tipico di $C_l(\eta)$ e di $C_l(\eta)c(\eta)$

Dopo aver ricavato questi valori per tutte le configurazioni analizzate, si calcola il carico aerodinamico sull'ala dato da:

$$q_{lift} = \frac{1}{2} \rho_0 \cdot (EAS)^2 \cdot C_l(\eta) \cdot c(\eta)$$

8.3.3 Distribuzione della massa strutturale

La massa della struttura alare viene considerata come un carico distribuito tra il root e il tip della semiala, moltiplicata per il fattore di carico, relativo alla fase di volo considerata:

$$q_{struct} = \frac{n_Z \cdot W_{wing}}{2} \cdot c(\eta)$$

8.3.4 Distribuzione della massa del carburante

La massa di carburante viene considerata come un carico distribuito tra il root e il *tip-tank*, dipendente delle condizioni operative a causa del consumo di carburante durante la missione. Dato che il peso del carburante scarica l'ala portante, si assume un peso del carburante pari a quello necessario per la missione di progetto.

Per semplificare ulteriormente il calcolo si considerano i serbatoi sempre pieni e si tiene conto della variazione della massa del carburante variando la densità del combustibile, attraverso queste ipotesi si ottiene:

$$W_{fuel_i} = \rho_{fuel_i} \cdot V_{tank}$$

Da cui si ricava:

$$q_{fuel} = \rho_{fuel} \cdot g \cdot n_z \cdot ndsa(\eta) \cdot c^2(\eta)$$

Dove la funzione $ndsa(\eta)$ è il rapporto tra l'area di un profilo alare e la corda al quadrato.

8.3.5 Carichi concentrati

Nella prima parte del progetto sono stati definiti i pesi del motore W_{eng} e del carrello principale $W_{landing_gear}$. L'entità del carico dipende dalla fase di volo considerata attraverso il fattore di carico n_z :

$$F_{gear} = n_z \cdot \frac{0.7 \cdot W_{landing_gear}}{2} \quad \text{per i carrelli}$$

$$F_{eng} = n_z \cdot W_{eng} \quad \text{per il motore}$$

Il peso del carrello principale si è assunto pari al 70% del peso totale dei carrelli del velivolo, la divisione per 2 è dovuta al fatto che ogni semiala sopporta solo metà del peso complessivo dei carrelli principali.

8.3.6 Diagrammi di carico

Si riportano di seguito i diagrammi di carico da Figura 8.9 a Figura 8.17 per le varie condizioni di volo.

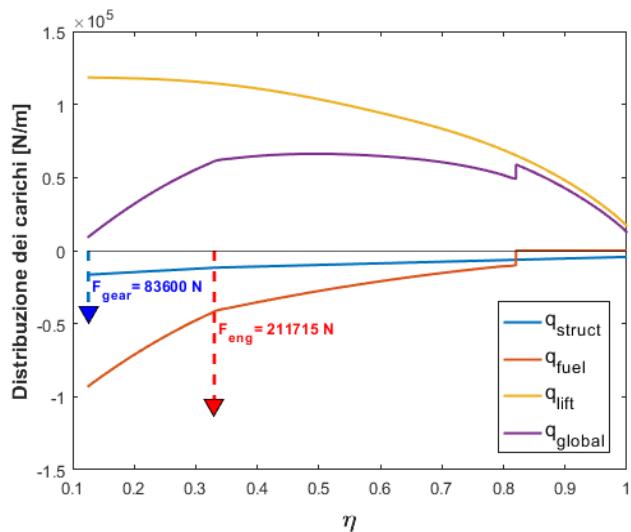


Figura 8.9 Distribuzione dei carichi al decollo a V_A o V_B

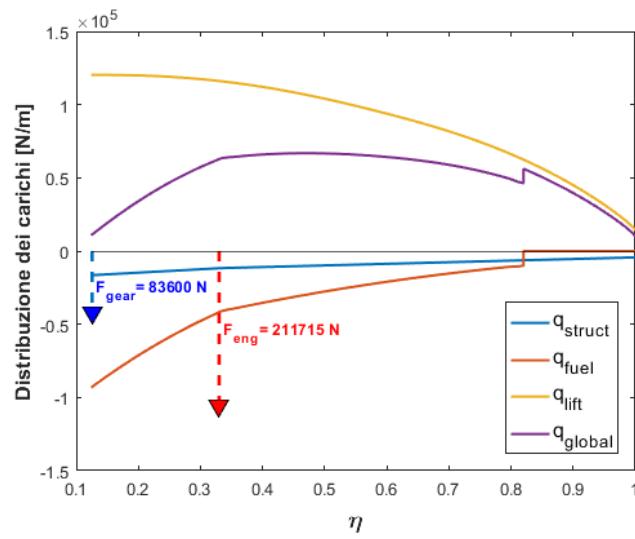


Figura 8.11 Distribuzione dei carichi al decollo a V_C

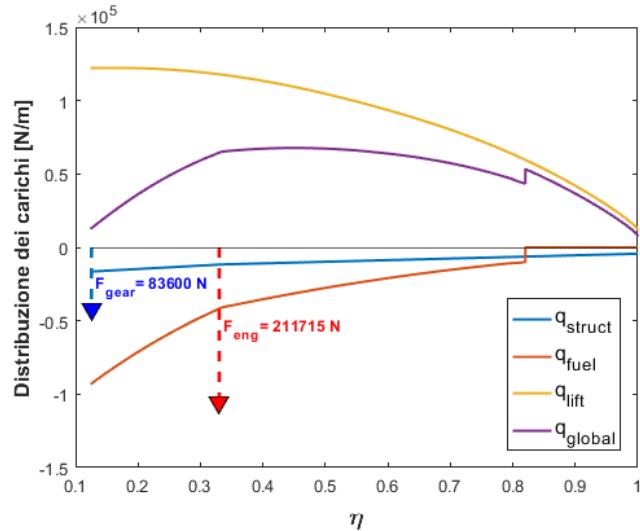


Figura 8.10 Distribuzione dei carichi al decollo a V_D

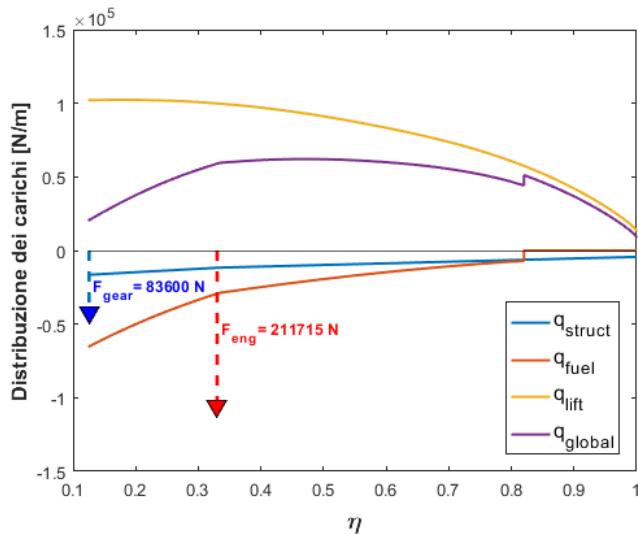


Figura 8.12 Distribuzione di carico per la crociera a V_A o V_B

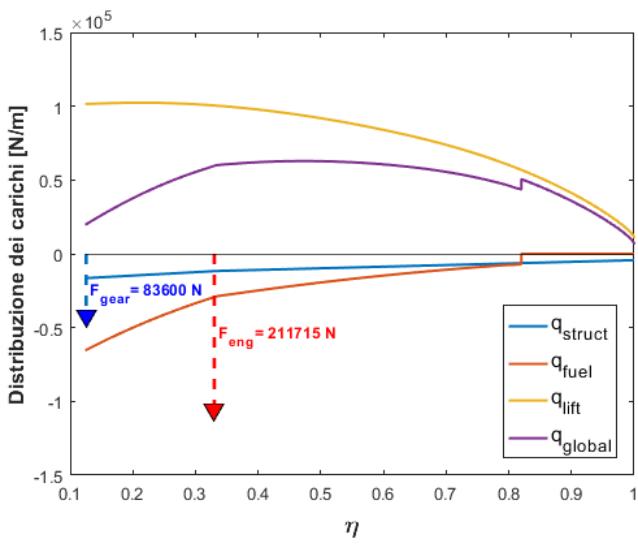


Figura 8.13 Distribuzione di carico per la crociera a V_C

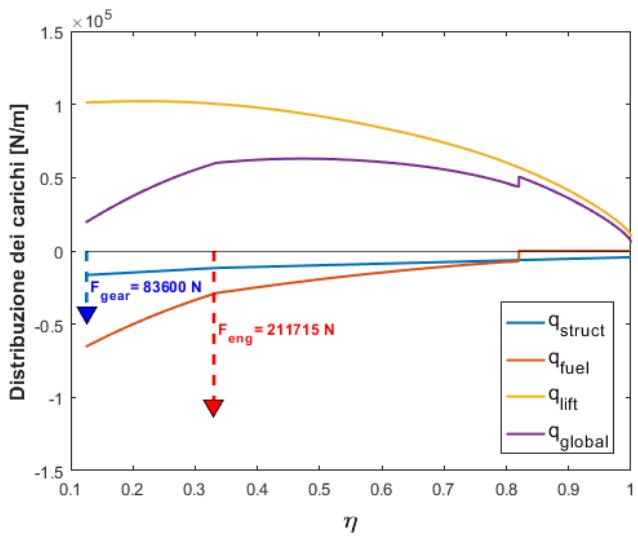


Figura 8.14 Distribuzione di carico per la crociera a V_D

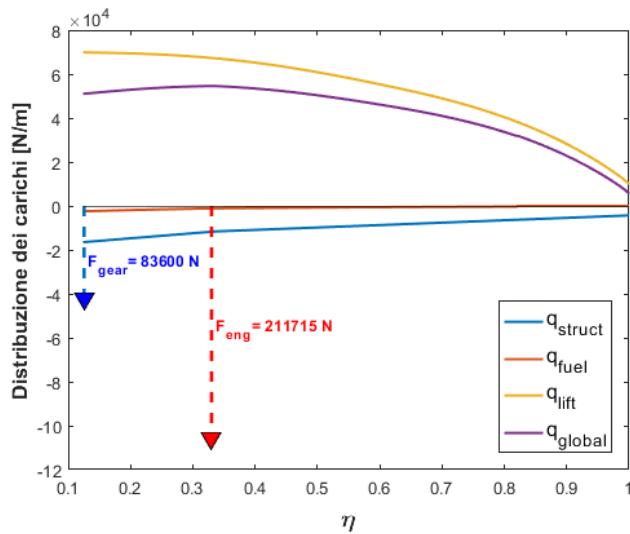


Figura 8.15 Distribuzione di carico per l'atterraggio a V_A o V_B

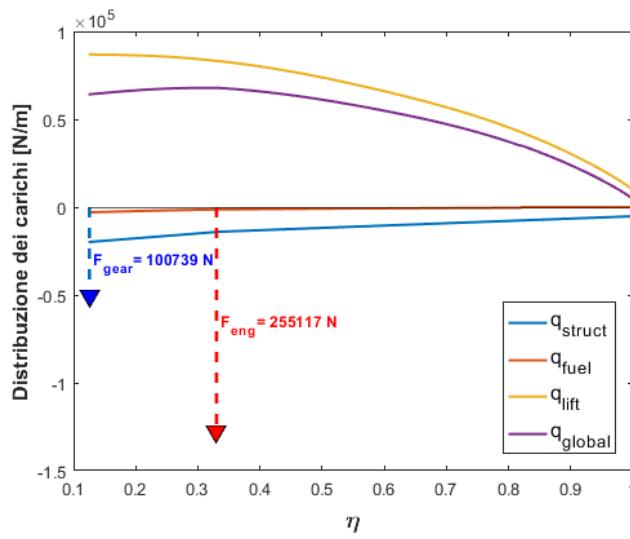


Figura 8.16 Distribuzione di carico per l'atterraggio a V_C

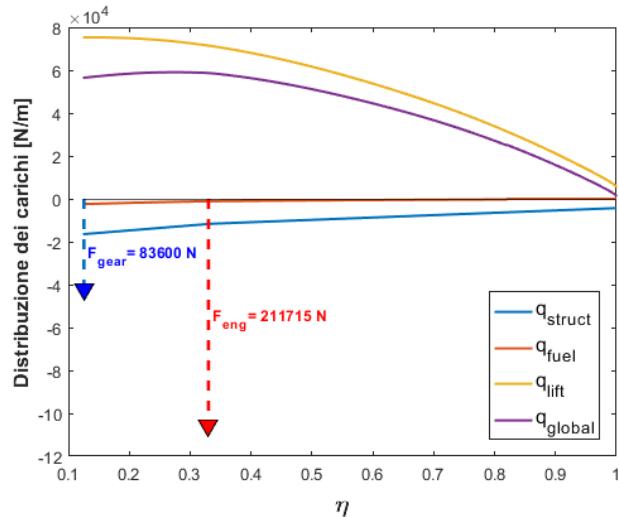


Figura 8.17 Distribuzione di carico per l'atterraggio a V_D

8.4 Caratteristiche della sollecitazione

Le caratteristiche della sollecitazione vengono calcolate considerando la semiala come una trave incastrata all'asse fusoliera e con l'asse della trave coincidente con l'asse strutturale della semiala. La struttura alare considerata è a freccia, quindi l'apertura strutturale non coincide con quella geometrica (b), ma è inclinata rispetto a questa di un angolo pari a quello che si ha al 50% della corda dell'ala trapezia equivalente. La lunghezza della trave considerata per il calcolo delle CDS è data quindi da:

$$L_{trave} = \frac{b}{\cos \Lambda_{50}^e}$$

Si riportano, da Figura 8.18 a Figura 8.26, le caratteristiche di sollecitazione del taglio e momento flettente, per le varie configurazioni di volo rispetto all'ascissa curvilinea η avente come origine l'asse della fusoliera ed orientata come l'asse strutturale.

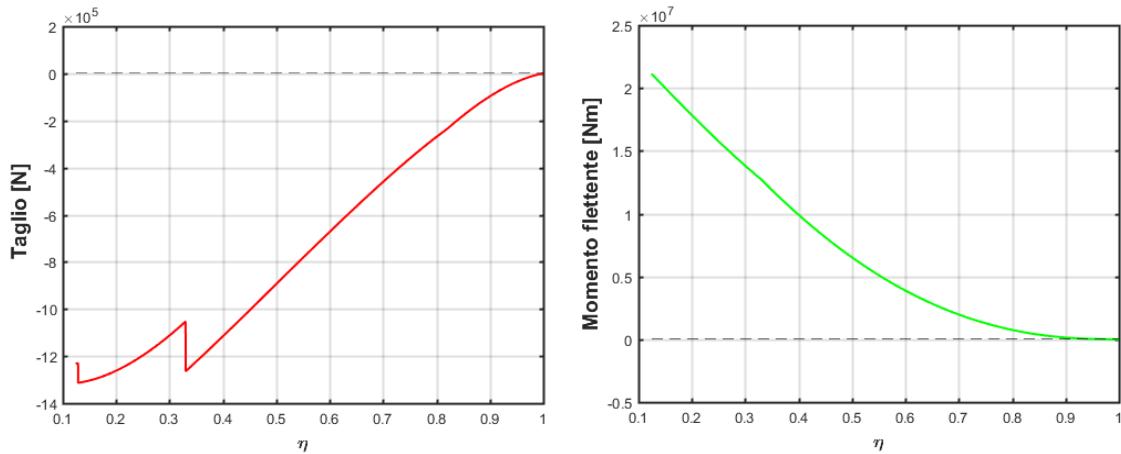


Figura 8.18 Taglio e momento per il decollo a V_A o V_B

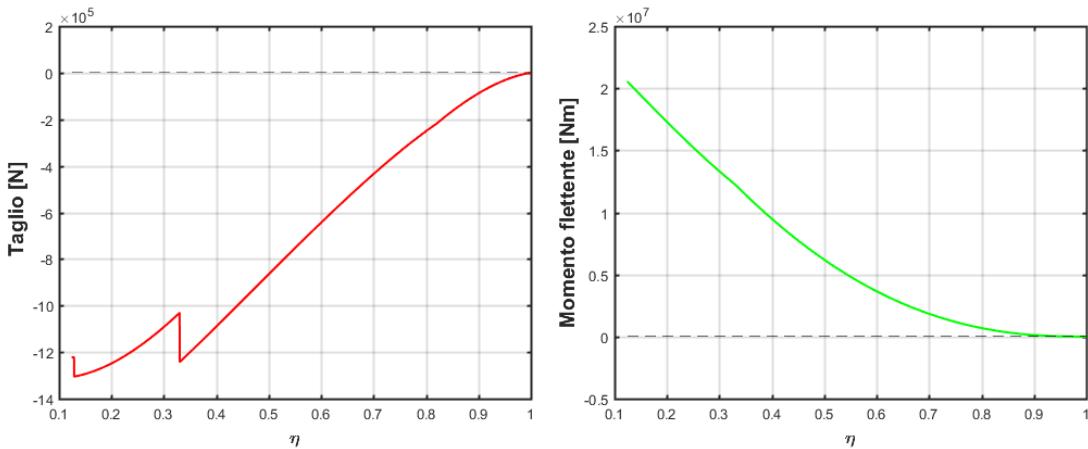


Figura 8.19 Taglio e momento per il decollo a V_C

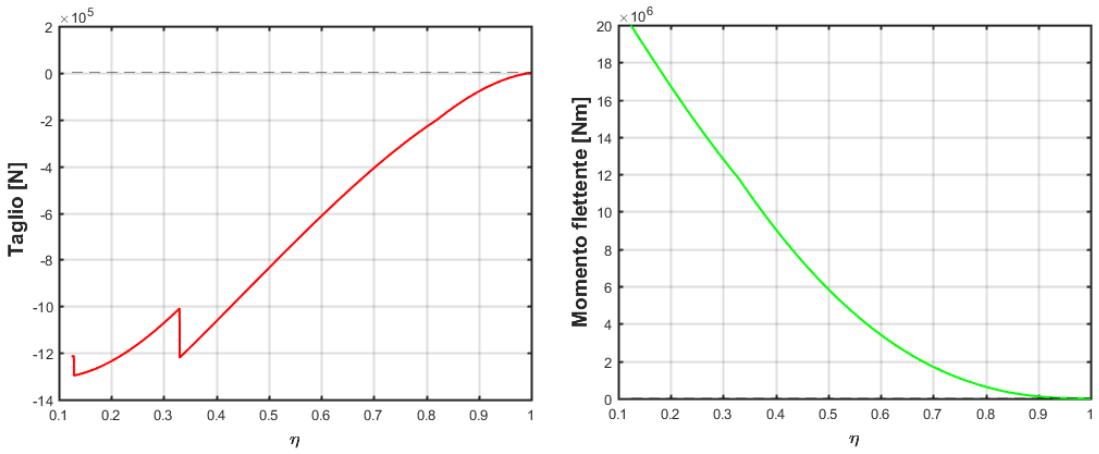


Figura 8.20 Taglio e momento per il decollo a V_D

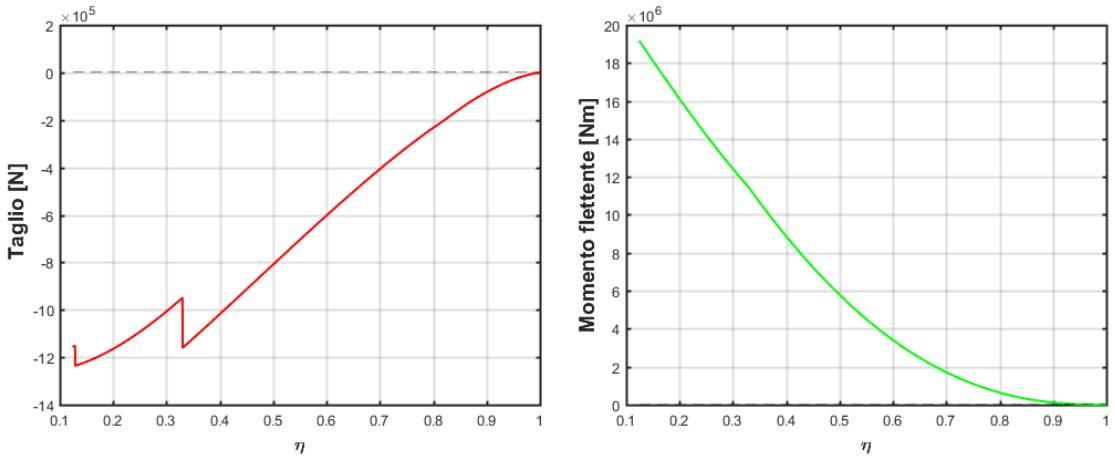


Figura 8.21 Taglio e momento per la crociera a V_A o V_B

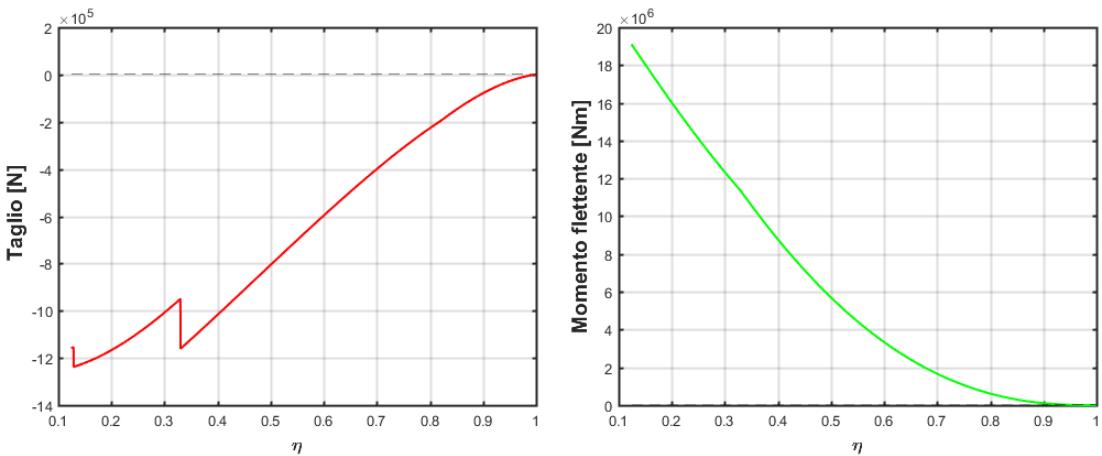


Figura 8.22 Taglio e momento per la crociera a V_C

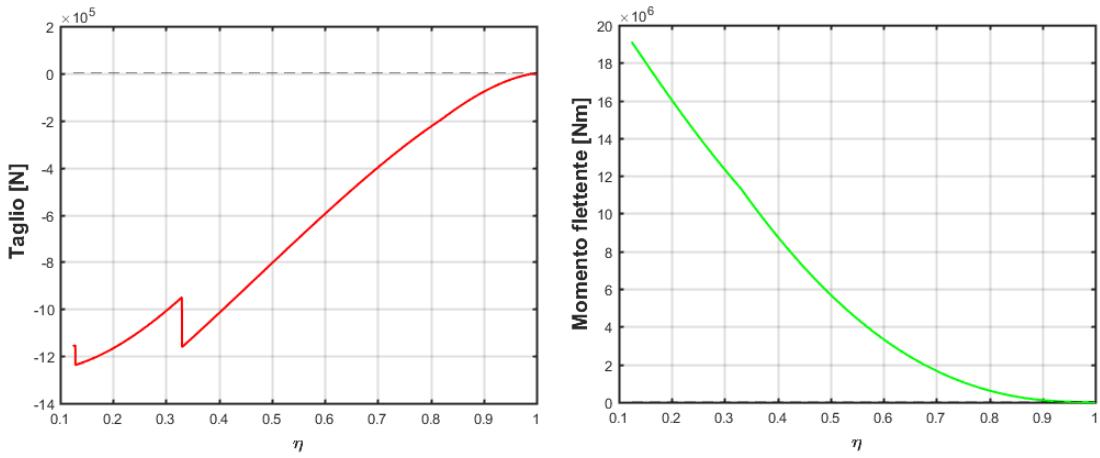


Figura 8.23 Taglio e momento per la crociera a V_D

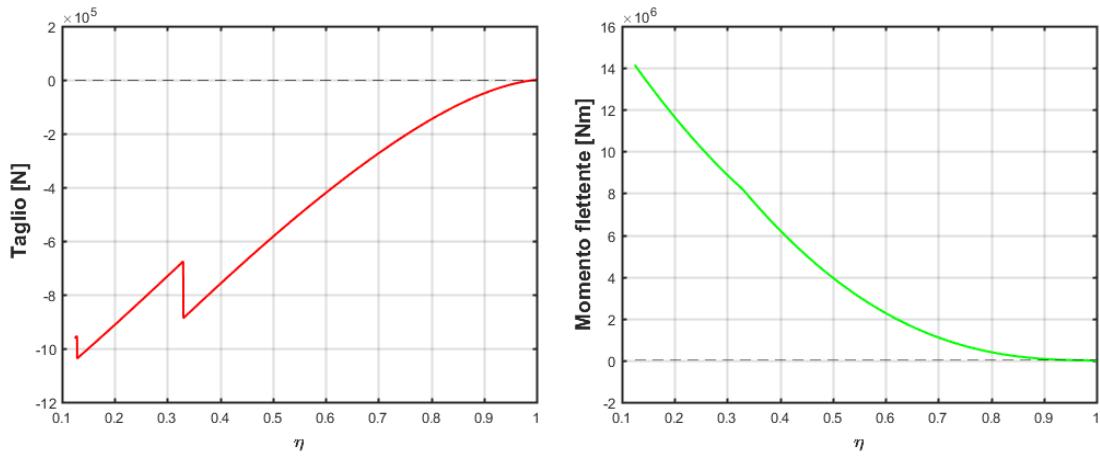


Figura 8.24 Taglio e momento per l'atterraggio a V_A o V_B

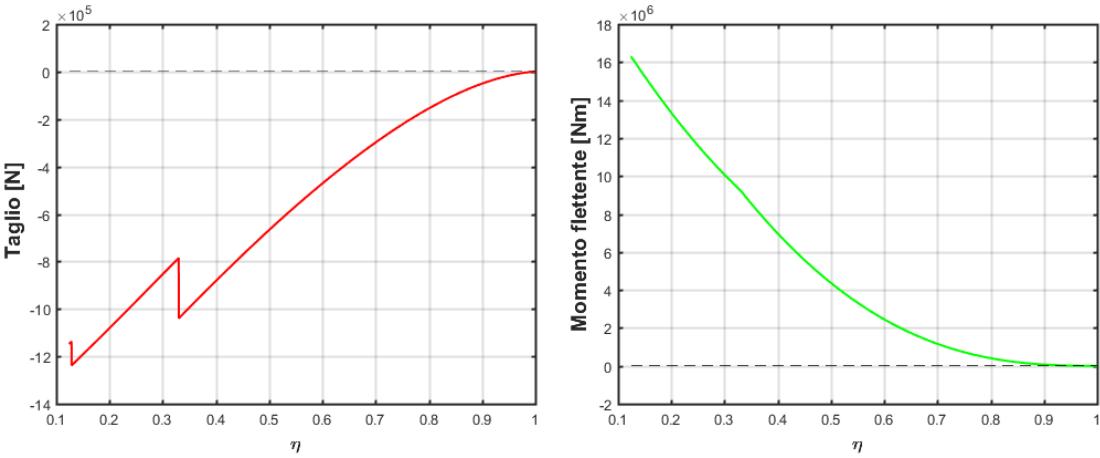


Figura 8.25 Taglio e momento per l'atterraggio a V_C

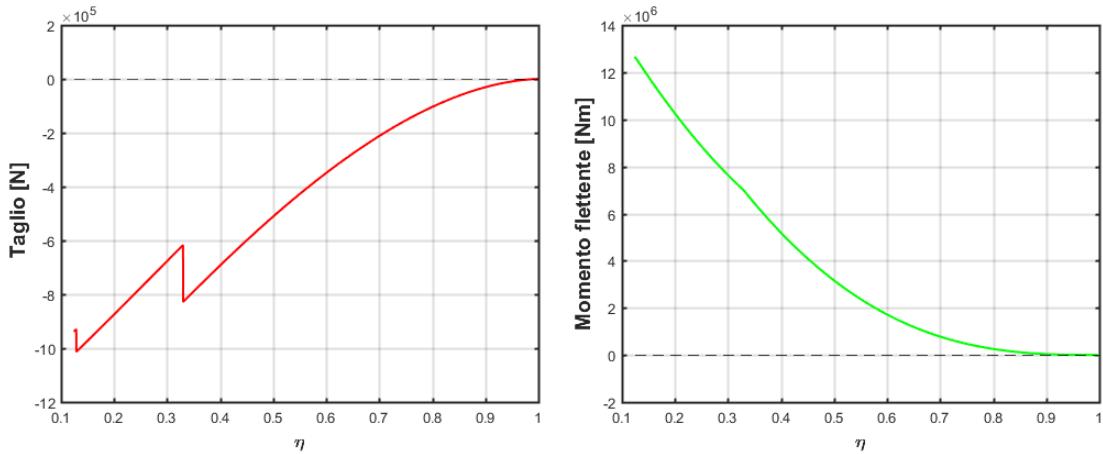


Figura 8.26 Taglio e momento per l'atterraggio a V_D

Dall'analisi di questi diagrammi si nota che sia il taglio che il momento sono nulli all'estremità libera della trave, cioè al tip dell'ala, mentre sono massimi, in modulo, nella sezione d'incastro, cioè alla radice.

8.5 Scelta della condizione di progetto

Il dimensionamento dei pannelli del cassone alare viene effettuato in due sezioni della semiala, poste al 50% e al 60% dell'apertura alare, si calcolano in corrispondenza di queste sezioni le massime sollecitazioni cui vengono sottoposte durante le condizioni operative analizzate. La sollecitazione critica per i pannelli è quella relativa al momento flettente, si trascura quindi il taglio, i risultati sono riportati in Tabella 8.1.

FASE DI VOLO	VELOCITA' (EAS)	MOMENTO Sez. 50%	MOMENTO Sez. 60%
Decollo	V_A o V_B	6 511 900 Nm	3 875 640 Nm
	V_C	6 188 215 Nm	3 649 178 Nm
	V_D	5 858 191 Nm	3 417 414 Nm
Crociera	V_A o V_B	5 783 538 Nm	3 408 146 Nm
	V_C	5 698 683 Nm	3 338 571 Nm
	V_D	5 699 229 Nm	3 337 693 Nm
Atterraggio	V_A o V_B	3 956 545 Nm	2 266 438 Nm
	V_C	4 361 723 Nm	2 449 898 Nm
	V_D	3 159 407 Nm	1 717 385 Nm

Tabella 8.1 Momento flettente nelle due sezioni considerate

Analizzando i dati ottenuti, si ottiene che la condizione più gravosa è quella al decollo alla velocità V_A in entrambe le sezioni analizzate, le caratteristiche di queste condizioni sono riportate nella Tabella 8.2.

EAS	126.587 m/s
Fattore di carico	2.5
Peso	244 404 kg

Tabella 8.2 Dati della configurazione più gravosa

Capitolo 9

Dimensionamento pannello dorsale

9.1 Introduzione

Il progetto del pannello dorsale del cassone alare segue la procedura di dimensionamento per le strutture di minimo peso (Teoria di Gerard), dato che la sollecitazione di compressione dovuta al momento flettente domina tale dimensionamento. Le sezioni che vengono analizzate per dimensionare il pannello dorsale sono quelle al 50% e al 60% della semi apertura alare.

Per il dimensionamento del pannello, al fine di semplificare i calcoli, si suppone che la geometria del cassone sia simmetrica tra dorso e ventre. La struttura reale e quella di riferimento sono riportate nella Figura 9.1.

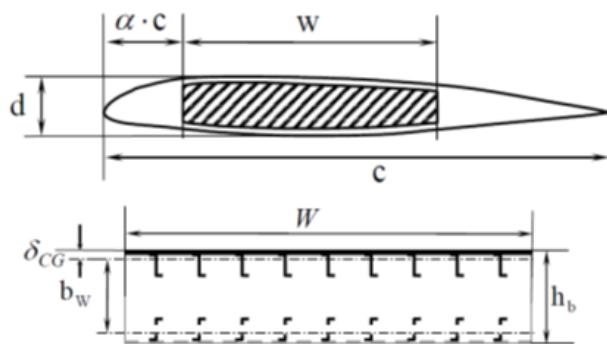


Figura 9.1 Geometria del pannello irrigidito

$$h_b = 0.85 \cdot d \quad \text{Altezza del cassone alare}$$

$$w = 0.45 \cdot c \quad \text{Larghezza del cassone alare}$$

$$b_w = h_b - 2 \cdot z_{CG} \quad \text{Distanza tra le linee baricentrali del pannello dorsale}$$

I pannelli sono vincolati alle centine, elementi trasversali posti ortogonalmente rispetto all'asse strutturale del cassone. Nel dimensionamento si assume che la lunghezza della baia sia costante e sulla base di aerei di dimensioni simili pari a $L = 700 \text{ mm}$.

9.2 Geometria del pannello irrigidito

Si sceglie di confrontare due diverse tipologie di pannelli dorsali:

- Pannello irrigidito con correnti a Z;
- Pannello irrigidito con correnti integrali.

9.2.1 Correnti a Z

La geometria del pannello irrigidito con correnti a Z, mostrati in Figura 9.2, per i qualiasi impone un rapporto flangia-anima pari a: $\frac{d}{h} = 0.3$.

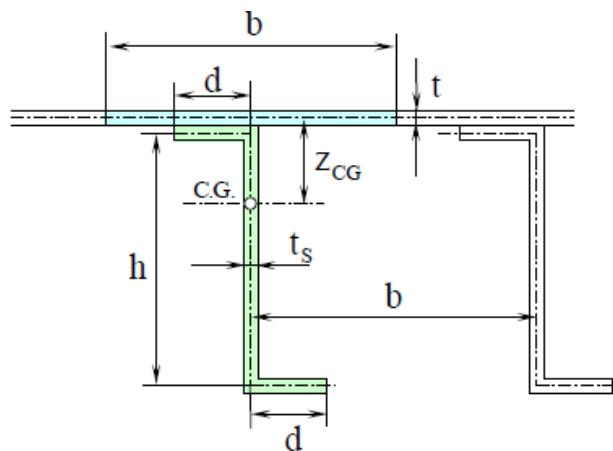


Figura 9.2 Pannello irrigidito con correnti a Z

La sezione globale è formata dall'irrigidimento e dalla lamiera collaborante, ossia la parte di lamiera che contribuisce alla sopportazione del carico.

$$A_s = h \cdot t_s \cdot \left(1 + 2 \frac{d}{h}\right) \quad \text{Area della sezione degli irrigidimenti}$$

$$A = b \cdot t \cdot \left(1 + \frac{A_s}{b \cdot t}\right) \quad \text{Aerea sezione globale}$$

$$\bar{t} = t + \frac{A_s}{b \cdot t} \quad \text{Spessore generalizzato equivalente}$$

$$J_{CG} = \frac{h^2 \cdot A_s}{\frac{A}{b \cdot t} \left(1 - 2 \frac{d}{h}\right)} \left[\frac{1}{3} + \frac{d}{h} + \frac{A_s}{b \cdot t} \left(\frac{1}{12} + \frac{d}{2h} \right) \right] \quad \text{Momento di inerzia della sezione globale}$$

$$z_{CG} = \frac{h \cdot A_s}{2A} \quad \text{Posizione del baricentro della sezione globale}$$

$$\rho = \sqrt{\frac{I_{CG}}{A}} \quad \text{Raggio giratore di inerzia della sezione globale}$$

9.2.2 Correnti integrali

La geometria del pannello irrigidito con correnti integrali è riportata in Figura 9.3.

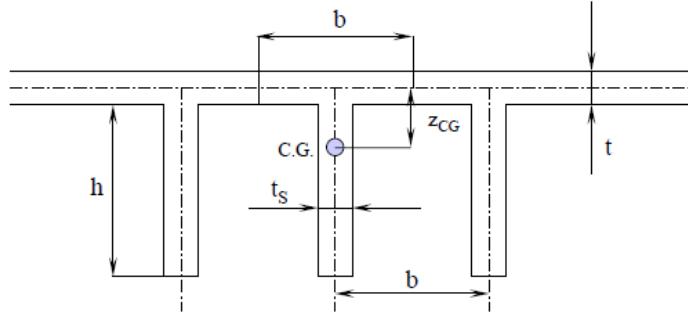


Figura 9.3 Pannello irrigidito con correnti integrali

$$A_s = h \cdot t_s \quad \text{Area della sezione dell'irrigidimento}$$

$$A = b \cdot t \cdot \left(1 + \frac{A_s}{b \cdot t}\right) \quad \text{Area della sezione globale}$$

$$\bar{t} = t + \frac{A_s}{b \cdot t} \quad \text{Spessore generalizzato equivalente}$$

$$J_{CG} = b \cdot t \cdot z_{CG}^2 + t_s \frac{h^3}{12} + t_s \cdot h \left(\frac{h}{2} - z_{CG}\right)^2 \quad \text{Momento di inerzia della sezione globale}$$

$$z_{CG} = \frac{h \cdot A_s}{2A} \quad \text{Posizione del baricentro della sezione globale}$$

$$\rho = \sqrt{\frac{J_{CG}}{A}} \quad \text{Raggio giratore di inerzia della sezione globale}$$

9.3 Materiale per il dimensionamento

Il materiale scelto per la realizzazione sia dei correnti che delle lamiere è Al 7075-T6, si tratta di una lega di Alluminio-Zinco che garantisce un buon comportamento a compressione, le cui caratteristiche meccaniche sono riportate in Tabella 9.1.

Le curve sforzo-deformazione sono state ricavate dalle relazioni di Ramberg-Osgood:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \frac{3}{7} \left(\frac{\sigma_{0.7}}{E} \right)^{n-1} \frac{\sigma^n}{E}$$

$$E_t(\sigma) = \frac{E}{1 + \frac{3}{7} n \left(\frac{\sigma}{\sigma_{0.7}} \right)^{n-1}} \quad \text{Modulo elastico tangente}$$

$$E_s(\sigma) = \frac{E}{1 + \frac{3}{7} \left(\frac{\sigma}{\sigma_{0.7}} \right)^{n-1}} \quad \text{Modulo elastico secante}$$

Tensione ultima a trazione	$\sigma_{tu} = 538 \text{ MPa}$
Tensione di snervamento a trazione	$\sigma_{ty} = 483 \text{ MPa}$
Tensione di snervamento a compressione	$\sigma_{cy} = 475 \text{ MPa}$
Tensione limite di proporzionalità	$\sigma_p = 343 \text{ MPa}$
Tensione allo 0.7% della deformazione permanente	$\sigma_{0.7} = 496 \text{ MPa}$
Parametro della formula di Ramberg-Osgood	$n = 9.2$
Modulo di Young a trazione	$E = 71016 \text{ MPa}$
Modulo di Young a compressione	$E_C = 72395 \text{ MPa}$
Coefficiente di Poisson	$\nu = 0.33$
Densità	$\gamma = 2810 \text{ kg/m}^3$

Tabella 9.1 Proprietà meccaniche della lega Al 7075-T6

Il coefficiente di correzione di plasticità viene definito da:

$$\bar{\tau}(\sigma) = \sqrt{\tau(\sigma)\eta(\sigma)}$$

$$\tau(\sigma) = \frac{E_t(\sigma)}{E} \quad \text{e} \quad \eta(\sigma) = \frac{E_s(\sigma)}{E}$$

Le proprietà del materiale sono riportate in Figura 9.4.

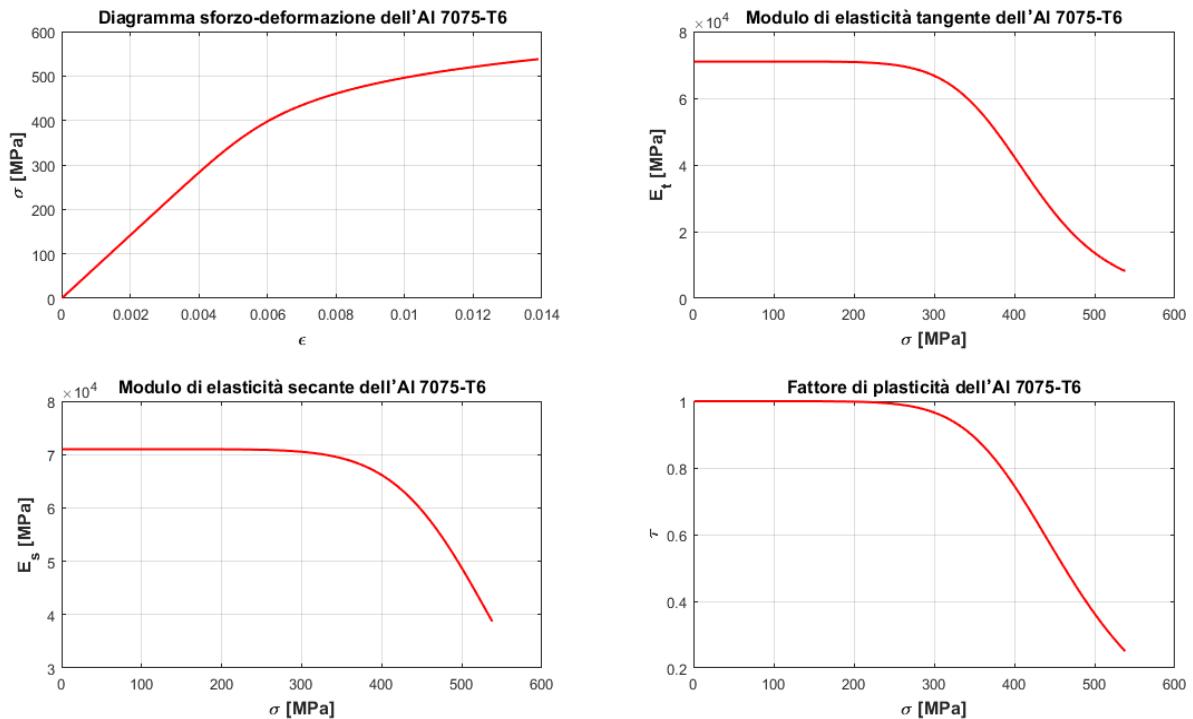


Figura 9.4 Grafici delle caratteristiche del materiale

9.4 Procedura di dimensionamento

Il pannello dorsale viene dimensionato basandosi sul criterio di Gerard, come già anticipato, che permette di ottenere una struttura di minimo peso. La procedura prevede di distinguere le grandezze in:

- Parametri di progetto: M_{prog} L h_b w $\frac{d}{h}$ *materiale*
- Variabili di progetto: t A t_s A_s

Le forme di instabilità analizzate sono l'instabilità euleriana (associata al comportamento tipo trave del pannello irrigidito) e l'instabilità locale (associata al comportamento tipo piastra del pannello irrigidito). Secondo il criterio di Gerard la struttura di minimo peso si ottiene quando si fanno coincidere le tensioni alle quali si verificano i vari tipi di instabilità.

9.4.1 Tensione di lavoro

La tensione di lavoro (σ_a) è definita come:

$$\sigma_a = \frac{N}{t}$$

L'indice di carico (ovvero il carico per unità di lunghezza) si ricava dal momento flettente. I momenti flettenti calcolati nel capitolo precedente, rappresentano la condizione di carico limite, il progetto invece verrà eseguito con il carico ultimo (carico limite moltiplicato per 1.5). Si utilizza un ulteriore margine di sicurezza sul carico ultimo del 10% per tenere conto del fatto che la teoria di Gerard fa corrispondere alla tensione di lavoro la tensione di instabilità (euleriana e locale), quindi si ha:

$$N = \frac{M_{prog}}{w \cdot b_w}$$

$$M_{prog} = 1.1 \cdot 1.5 \cdot M_{limite}$$

9.4.2 Tensione di instabilità euleriana o globale

La tensione d'instabilità euleriana o globale (σ_{Eul}) è la tensione per la quale si ha instabilità longitudinale di tutto il pannello, definita da:

$$\sigma_{Eul} = \frac{c \cdot \pi^2 \cdot E \cdot \tau}{\left(\frac{L}{\rho}\right)^2} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot \tau}{\left(\frac{L}{\rho}\right)^2}$$

Dove c è il coefficiente di vincolo è posto pari a 1, come se la trave fosse semplicemente appoggiata (scelta cautelativa dato che $c \geq 1$).

9.4.3 Tensione di instabilità locale

La tensione d'instabilità locale (σ_L) dipende sia dal comportamento del materiale che dalla geometria, attraverso il parametro k :

$$\sigma_L = k \cdot E \cdot \eta \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2$$

Dove k è il coefficiente di instabilità locale ed è funzione sia della geometria del problema che del tipo di vincolo:

$$k = K_0 \left(\frac{K}{K_0}\right) \quad \text{con} \quad K_0 = \frac{4\pi^2}{12(1-\nu^2)} \cong 3.62$$

9.4.4 Criterio di Gerard

Il criterio di Gerard assume che le tensioni di lavoro, di instabilità globale e locale coincidano coincidano per avere una struttura di minimo peso, quindi si può scrivere:

$$\sigma_A = \sigma_{Eul} = \sigma_L = \sigma_{opt}$$

$$\sigma_{opt}^4 = \sigma_A^2 \cdot \sigma_E \cdot \sigma_{Lim}$$

Sostituendo si ottiene:

$$\sigma_{opt} = \alpha \sqrt{\frac{N \cdot E \cdot \bar{\tau}}{L}}$$

Dove α è il parametro di efficienza strutturale di Farrar ed è espresso da:

$$\alpha = \sqrt{\pi} \cdot (k)^{0.25} \cdot \sqrt{\frac{\rho \cdot t}{b \cdot \bar{\tau}}}$$

Il parametro α risulta funzione della sola geometria del pannello, quindi massimizzandolo è possibile determinare la geometria per cui lavora con la massima tensione possibile, sfruttando al meglio il materiale e quindi minimizzando i pesi. La struttura risulterà tanto più ottimizzata quanto più α sarà vicino ad 1.

Si procede quindi ad un primo dimensionamento per ottenere l'efficienza strutturale massima, come si osserva dalla formula non è possibile eseguirlo in forma chiusa ma risulta necessaria una procedura iterativa.

La massimizzazione α comporta una diversa geometria del pannello in ogni sezione del cassone. Per questo motivo si preferisce bloccare il passo tra i correnti b, sacrificando in questo modo la soluzione ottimale in cambio però di una maggiore semplicità ed economicità di produzione.

9.4.5 Dimensionamento ad efficienza strutturale massima

Il dimensionamento a efficienza strutturale massima consiste nel massimizzare la funzione α in ogni sezione, creando una diversa geometria del pannello per ogni sezione lungo l'apertura alare. Dal grafico di Figura 9.5, che riporta l'andamento di α in funzione di $\frac{A_s}{b \cdot t}$ e di $\frac{t_s}{t}$ per entrambe le soluzioni costruttive, si ricava il valore di α ottimale per i due tipi di pannelli irrigiditi, i risultati sono riportati nella Tabella 9.2.

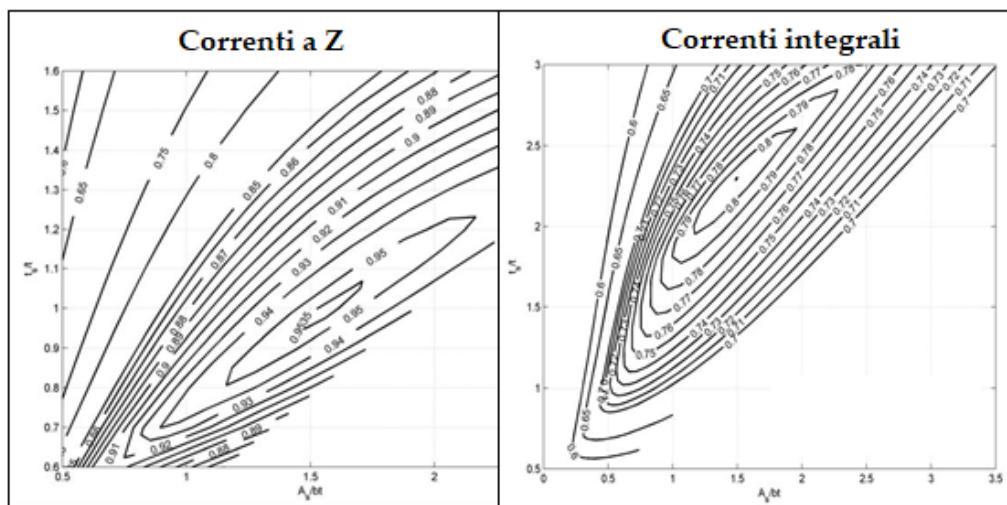


Figura 9.5 Andamento di α per i correnti a Z ed integrali

Tipo di corrente	$\frac{A_s}{b \cdot t}$	$\frac{t_s}{t}$	$\frac{h}{b}$	α_{max}
Correnti a Z	1.5	1.05	0.89	0.95
Correnti integrali	1.46	2.25	0.65	0.81

Tabella 9.2 Parametri geometrici e valore di α ottimali

Dopo aver stabilito i parametri ottimali per il dimensionamento, è necessario ricavare la geometria dei pannelli attraverso un ciclo iterativo, riportato in Figura 9.6. La procedura si conclude con la convergenza dell'indice di carico N e della σ_{opt} .

Si riporta da Figura 9.7 a 9.10 i risultati della procedura di dimensionamento ad efficienza strutturale massima per i due tipi di pannello, nelle due sezioni alari considerate.

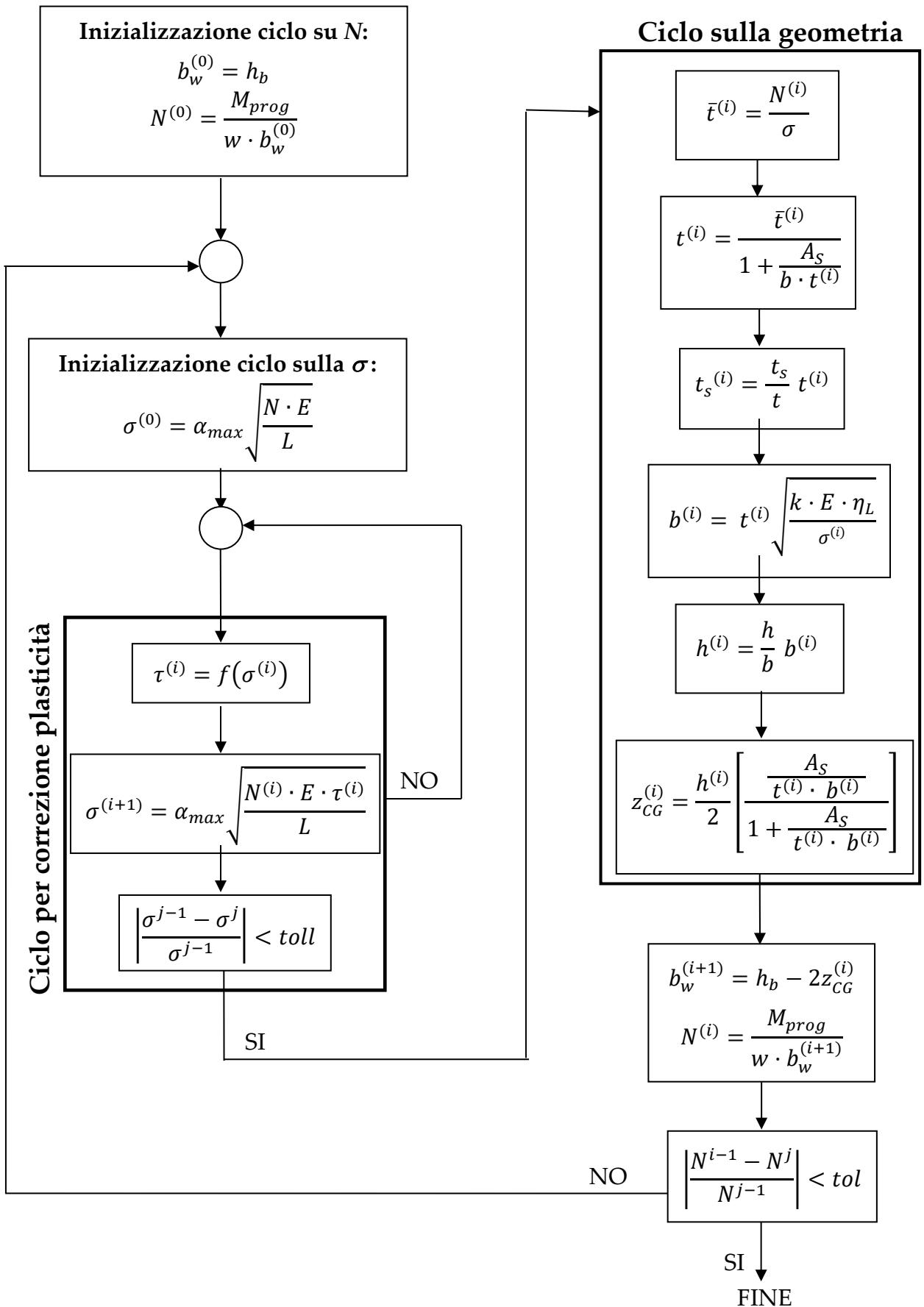
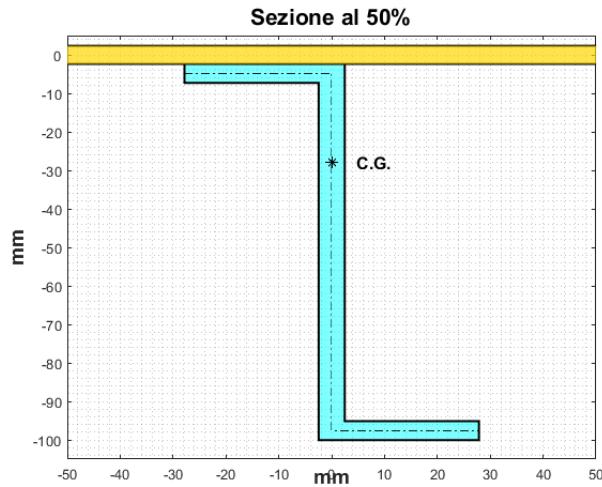
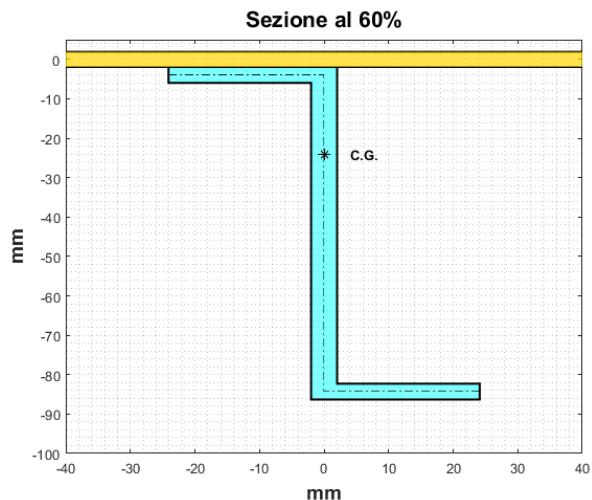


Figura 9.6 Procedura iterativa per il dimensionamento a massima efficienza strutturale



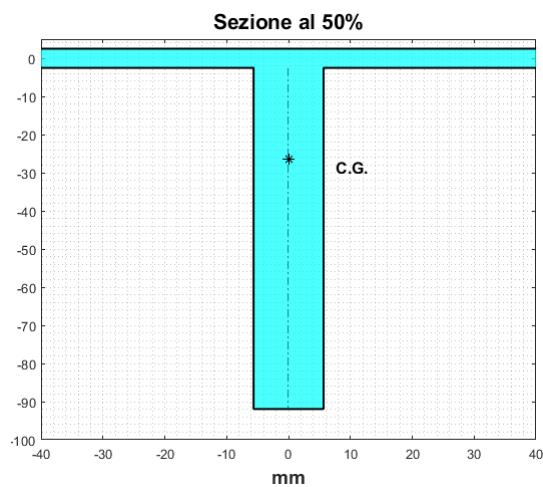
Passo tra i correnti	104 mm
Altezza del corrente	92.78 mm
Spessore del rivestimento	4.70 mm
Spessore del corrente	4.93 mm
Larghezza della flangia	27.83 mm
Tensione con effetto plasticità	477 MPa

Figura 9.7 Soluzione ad α_{max} nella sezione al 50% per un corrente a Z



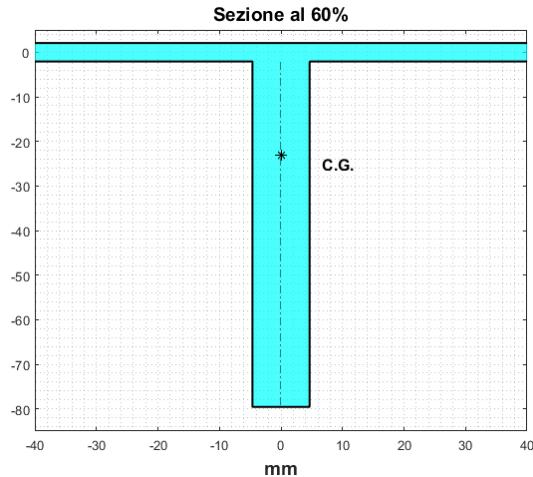
Passo tra i correnti	90 mm
Altezza del corrente	80.34 mm
Spessore del rivestimento	3.84 mm
Spessore del corrente	4.03 mm
Larghezza della flangia	24.10 mm
Tensione con effetto plasticità	457 MPa

Figura 9.8 Soluzione ad α_{max} nella sezione al 60% per corrente a Z



Passo tra i correnti	138 mm
Altezza del corrente	89.40 mm
Spessore del rivestimento	5.03 mm
Spessore del corrente	11.32 mm
Tensione con effetto plasticità	451 MPa

Figura 9.9 Soluzione ad α_{max} nella sezione al 50% corrente integrale



Passo tra i correnti	119 mm
Altezza del corrente	77.48 mm
Spessore del rivestimento	4.14 mm
Spessore del corrente	9.31 mm
Tensione con effetto plasticità	429 MPa

Figura 9.10 Soluzione ad α_{max} nella sezione al 60% corrente integrale

9.4.6 Dimensionamento a passo costante

Nel dimensionamento a passo costante tra i correnti è necessario fissare il passo b :

$$b = 120 \text{ mm} \quad \text{per i correnti a Z}$$

$$b = 100 \text{ mm} \quad \text{per i correnti integrali}$$

Rispetto alla procedura di massima efficienza strutturale, è presente il calcolo di α ottimale dato il vincolo su b fissando preliminarmente un vettore $\frac{t_s}{t}$ definito da:

$$\frac{t_s}{t} = [0.6 \div 1.6] \text{ con passo } 0.05 \text{ per i correnti a Z}$$

$$\frac{t_s}{t} = [1 \div 2.5] \text{ con passo } 0.05 \text{ per i correnti integrali}$$

Per ciascuno dei valori si esegue un ciclo di ricerca dei valori di A_s/bt , che fornisce un valore di α_b da confrontare con quello imposto:

$$\alpha_b = \frac{b}{\sqrt[4]{\frac{N \cdot L^3 \cdot \eta_L^2}{E \cdot \tau^3}}} \quad \text{Valore di } \alpha_b \text{ imposto}$$

$$\alpha_b = \frac{\sqrt{k}}{\left(1 + \frac{A_s}{b \cdot t}\right)^{\frac{3}{2}}} \quad \text{Valore di } \alpha_b \text{ ricavato dalle coppie di valori } \left(\frac{t_s}{t}, \frac{A_s}{b \cdot t}\right)$$

Si sceglie quindi la coppia di valori che fornisce il massimo valore dell'efficienza strutturale α , attraverso questo valore viene calcolata la tensione che, dopo essere andata in convergenza, entra nel ciclo sulla geometria. Durante la ricerca si introduce il coefficiente τ per la correzione di plasticità. Il ciclo è riportato in Figura 9.11.

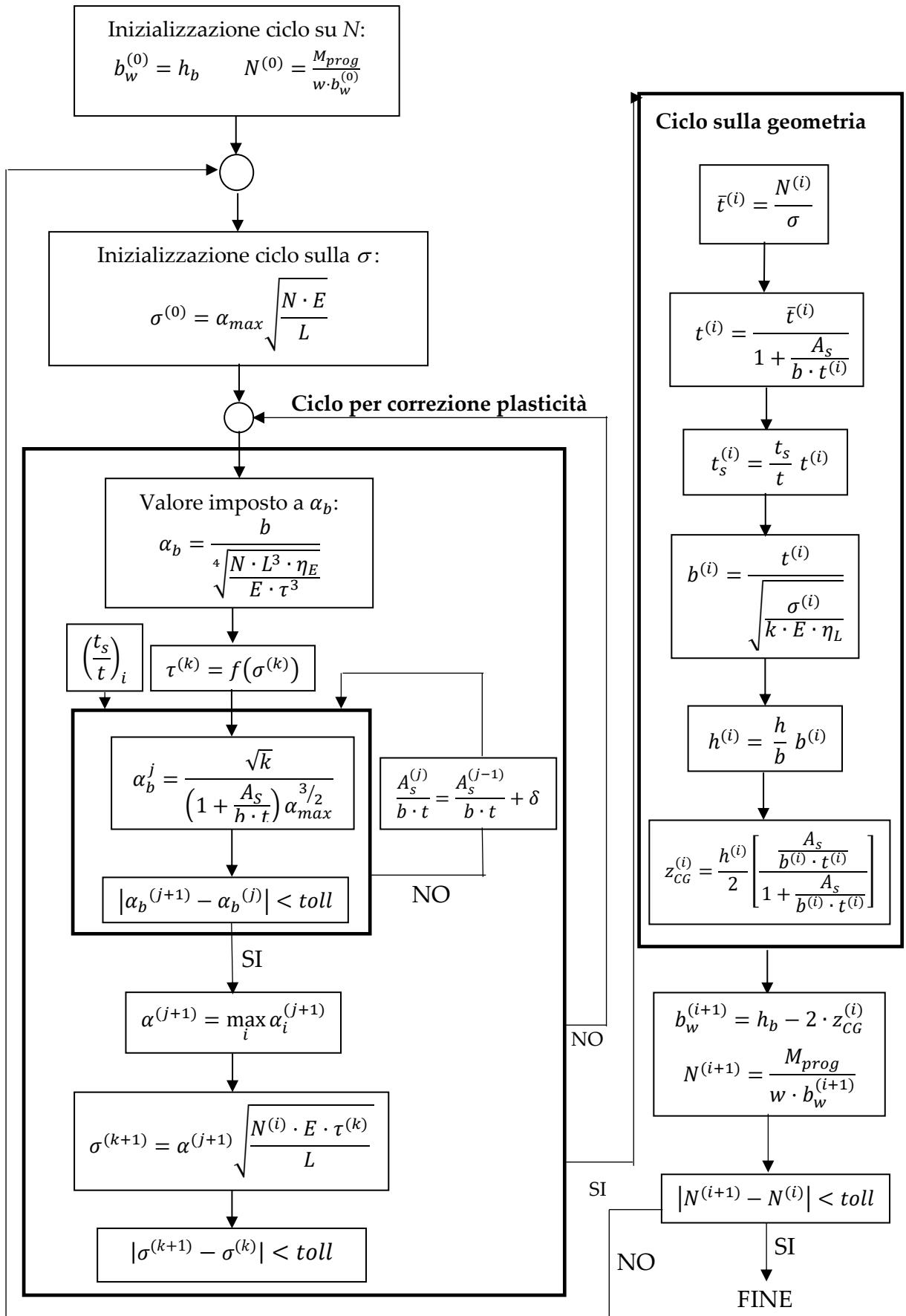
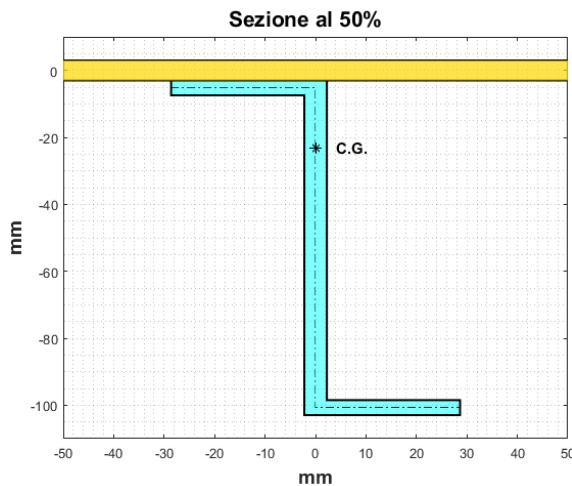


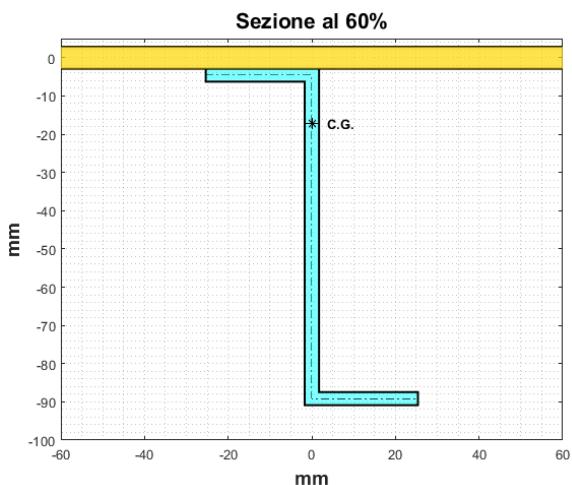
Figura 9.11 Procedura iterativa per il dimensionamento a passo costante

Si riportano di seguito i risultati della procedura di dimensionamento a passo costante per i due tipi di pannello, nelle due sezioni alari considerate.



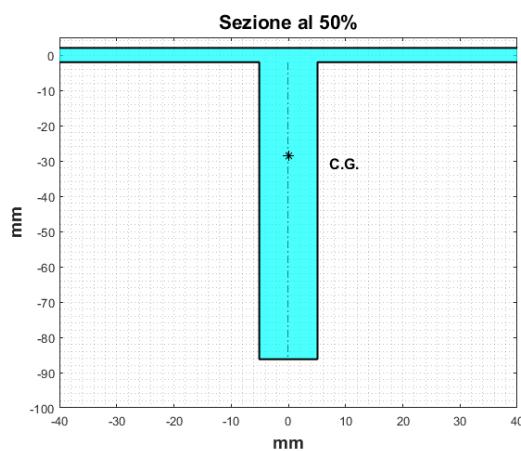
Passo tra i correnti	120 mm
Altezza del corrente	95.47 mm
Spessore del rivestimento	5.96 mm
Spessore del corrente	4.47 mm
Larghezza della flangia	28.64 mm
Tensione con effetto plasticità	475 MPa

Figura 9.12 Soluzione a $b=\text{cost}$ nella sezione al 50% per correnti a Z



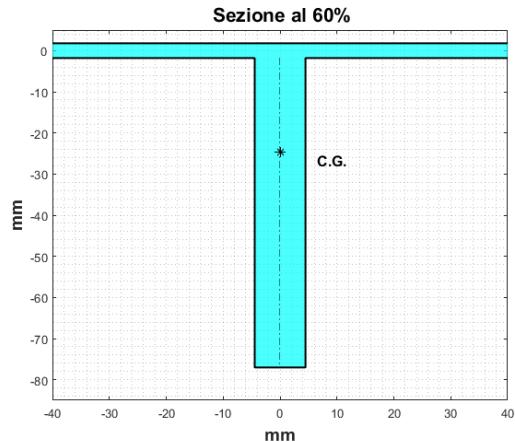
Passo tra i correnti	120 mm
Altezza del corrente	84.59 mm
Spessore del rivestimento	5.69 mm
Spessore del corrente	3.42 mm
Larghezza della flangia	25.38 mm
Tensione con effetto plasticità	450 MPa

Figura 9.13 Soluzione a $b=\text{cost}$ nella sezione al 60% per correnti a Z



Passo tra i correnti	100 mm
Altezza del corrente	84.15 mm
Spessore del rivestimento	4.08 mm
Spessore del corrente	10.19 mm
Tensione con effetto plasticità	444 MPa

Figura 9.14 Soluzione a $b=\text{cost}$ nella sezione al 50% per correnti integrali



Passo tra i correnti	<i>100 mm</i>
Altezza del corrente	<i>75.22 mm</i>
Spessore del rivestimento	<i>3.57 mm</i>
Spessore del corrente	<i>8.93 mm</i>
Tensione con effetto plasticità	<i>427 MPa</i>

Figura 9.15 Soluzione a $b=\text{cost}$ nella sezione al 60% per correnti integrali

Dai risultati ottenuti dalle procedure, la soluzione con correnti integrali è generalmente migliore di quella con correnti a Z, al contrario di quanto accadeva per il dimensionamento ad efficienza strutturale massima.

Capitolo 10

Dimensionamento pannello ventrale

10.1 Introduzione

Il pannello ventrale dell'ala durante la vita operativa del velivolo è principalmente soggetto a sollecitazioni di trazione, per questo motivo il dimensionamento sarà basato su problematiche riguardanti la fatica e la tolleranza del danno. I due approcci che vengono normalmente seguiti sono la *Durability* e il *Damage Tolerance*.

10.2 Progetto a durability

Il progetto a *Durability* è legato maggiormente ad un requisito economico, il pannello viene infatti progettato in modo tale da rendere minima la probabilità che insorga un difetto durante la vita operativa. In questo modo si limitano il numero di manutenzioni ed ispezioni e di conseguenza si riducono i costi di mantenimento del velivolo.

La vita operativa del velivolo è stata fissata a 75 000 ore di volo, per ottenere il numero di voli occorre dividere questo numero per il *Block Time*. Il velivolo non svolgerà sempre la missione di progetto, infatti spesso effettuerà missioni più corte, per tenere conto di questo fatto si riduce il valore del *Block Time* calcolato nell'analisi dei costi del 30%.

Il valore del *Block Time* calcolato in precedenza è pari a $BT = 12.03 \text{ h}$, quindi si ottiene un numero di voli:

$$N_{voli} = \frac{75000}{0.3 \cdot BT} = 20\ 764 \text{ Voli}$$

Dopo aver stabilito il numero di voli che il velivolo deve effettuare nella sua vita di progetto, è necessario calcolare la sollecitazione agente nella sezione considerata. La sollecitazione agente dipende dal tipo di missione effettuata e dalla configurazione di volo considerata nell'ambito di ogni missione.

Nella seguente trattazione si riduce lo studio ad una sola missione, definita missione campione, che si ottiene suddividendo quella di progetto in quattro punti significativi:

1. A metà della salita con velocità equivalente V_A ;
2. A metà del primo tratto di crociera con velocità equivalente V_c ;
3. A metà del secondo tratto di crociera con velocità equivalente V_c ;
4. A metà della discesa con velocità equivalente V_A .

Nella Tabella 10.1 si riportano i parametri dei vari tratti considerati.

Punto considerato	Quota	Peso	Mach	Tratta
1° Punto	15000 ft	230 670 Kg	0.49	94.34 nm
2° Punto	30000 ft	222 620 Kg	0.84	810.42 nm
3° Punto	34000 ft	210 760 Kg	0.84	810.30 nm
4° Punto	17000 ft	204 710 Kg	0.48	106.92 nm

Tabella 10.1 Condizioni di volo relative ai quattro punti considerati

Dopo aver fissato le condizioni operative in ogni segmento si procede con la determinazione dello spettro di carico.

10.2.1 Determinazione dello spettro di carico

Lo spettro di carico sarà costituito da:

- Carichi dovuti a manovre;
- Carichi dovuti a raffiche;
- Carichi dovuti al ciclo GAG (*Ground Air Ground*).

Per ottenere la storia di carico bisogna conoscere la frequenza con cui si manifestano questi carichi. La costruzione dello spettro di carico richiederebbe di considerare anche i carichi a terra (*taxing*, rullaggio, atterraggio), ma per il progetto a fatica questi carichi non sono importanti, in quanto il pannello ventrale a terra risulta compresso.

Carichi dovuti alle raffiche

Per stimare la frequenza delle raffiche si ricorre al diagramma delle eccedenze, di tipo semi-empirico presente nel report NACA TN-4332 A\|P e riportato in Figura 10.1.

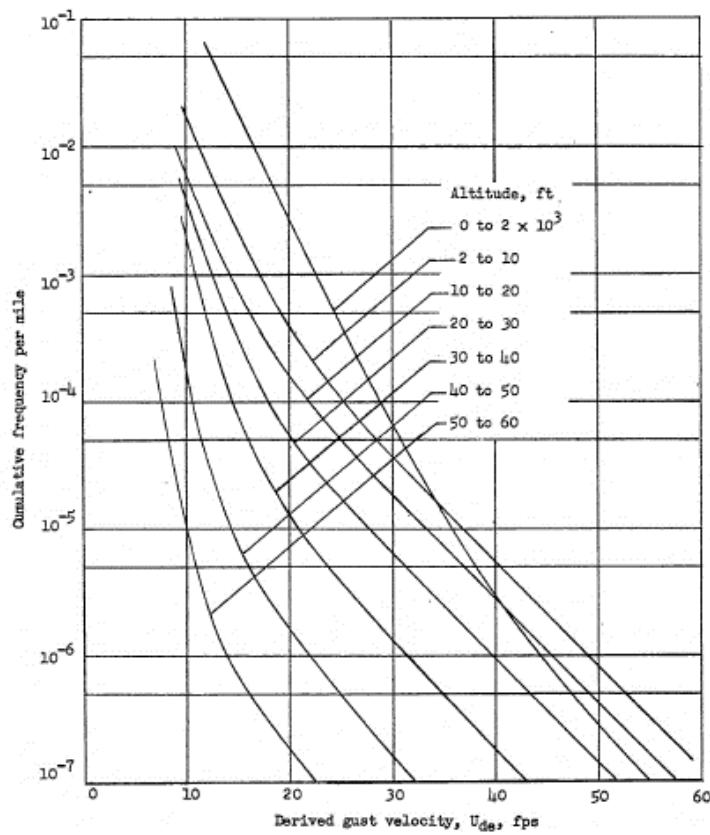


Figura 10.1 Eccedenze percorse in funzione di U_{de}

Il grafico è relativo ad un particolare intervallo di quota ed indica il numero di volte che viene superata una certa intensità di raffica U_{de} per miglio nautico percorso. Si passa dalle eccedenze alle occorrenze discretizzando U_{de} in maniera opportuna e attribuendo all'occorrenza il valore medio degli estremi dell'intervallo:

$$N_{occ}(\bar{U}_{de_i}) = N_{ecc}(U_{de_{i+1}}) - N_{ecc}(U_{de_i})$$

Con $\bar{U}_{de_i} = \frac{U_{de_{i+1}} - U_{de_i}}{2}$, si selezionano in questo modo tutte le raffiche che hanno un valore superiore a U_{de_i} e inferiore a $U_{de_{i+1}}$. In questo modo associamo ad ogni velocità considerata il numero di occorrenze per miglia nautiche percorse e moltiplicandolo per il numero di voli, si ottiene il numero complessivo di cicli di carico:

$$N_{cicli_carico} = N_{voli} \cdot N_{occ} \cdot nm_{percorse}$$

Si seleziona un certo numero di intensità di raffica per ciascun punto operativo:

$$U_{de} = [10 15 20 25 30 35 40 45 50] \text{ ft/s}$$

Attraverso l'intensità di raffica U_{de} è possibile calcolare la variazione di fattore di carico attraverso il Modello di Pratt e, di conseguenza, il valore della tensione massima e media:

$$\Delta n_z = K_g \frac{C_{L\alpha} \cdot \rho_0 \cdot V}{2W/S} U_{de}$$

dell'apertura alare.

Il fattore di carico sarà dato da: $n_z = 1 + \Delta n_z$.

Il valore del fattore di carico calcolato serve per determinare il momento corrispondente (M_{max}) nelle sezioni che si stanno analizzando (al 50% e al 60% dell'apertura alare). Si fissa un valore di primo tentativo dello spessore medio del pannello \bar{t} e si determina la tensione massima corrispondente:

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max}}{w \cdot h \cdot \bar{t}}$$

Lo stesso discorso vale per la tensione media calcolata per $n_z = 1$:

$$\sigma_{mean} = \frac{M_{mean}}{w \cdot h_b \cdot \bar{t}}$$

Il valore dello spessore medio è quello che soddisfa il criterio di progetto a *durability*, quindi inizialmente è incognito e il valore corretto si trova per tentativi o attraverso una procedura iterativa.

Si ottengono i seguenti spessori nelle sezioni al 50% ed al 60%:

$$\bar{t}_{50\%} = 14 \text{ mm}$$

$$\bar{t}_{60\%} = 10.5 \text{ mm}$$

Nelle Tabelle 10.2 e 10.3 sono riassunti tutti i risultati relativi ai carichi dovuti alle raffiche rispettivamente per la sezione al 50% e al 60% dell'apertura alare.

Punto	Δn_z	$M_{f_{max}}$	σ_{max}	σ_{mean}	N_{cicli}
1	0.15	2774065	95.61	81.86	1.72E+04
	0.23	2973508	102.49	81.86	1.96E+03
	0.3	3172950	109.36	81.86	2.94E+02
	0.38	3372393	116.24	81.86	5.88E+01
	0.45	3571835	123.11	81.86	2.55E+01
	0.53	3771277	129.98	81.86	7.84E+00
	0.6	3970720	136.86	81.86	3.92E+00
	0.68	4170162	143.73	81.86	1.18E+00
	0.75	4369604	150.61	81.86	7.48E-01
2	0.25	2817109	97.1	74.3	9.76E+04
	0.38	3147797	108.49	74.3	2.36E+03
	0.5	3478484	119.89	74.3	9.42E+02
	0.63	3809171	131.29	74.3	4.88E+01
	0.76	4139858	142.69	74.3	1.01E+01
	0.88	4470545	154.09	74.3	5.89E+00
	1.01	4801233	165.48	74.3	1.68E+00
	1.13	5131920	176.88	74.3	5.05E-01
	1.26	5462607	188.28	74.3	2.19E-01
3	0.24	2710583	93.43	72.46	9.76E+04
	0.37	3014781	103.91	72.46	2.36E+03
	0.49	3318979	114.39	72.46	9.42E+02
	0.61	3623177	124.88	72.46	4.88E+01
	0.73	3927374	135.36	72.46	1.01E+01
	0.85	4231572	145.85	72.46	5.89E+00
	0.98	4535770	156.33	72.46	1.68E+00
	1.1	4839968	166.82	72.46	5.05E-01
	1.22	5144166	177.3	72.46	2.19E-01
4	0.16	2496586	86.05	69.11	1.95E+04
	0.24	2684036	92.51	69.11	2.22E+03
	0.32	2871485	98.97	69.11	3.33E+02
	0.4	3058935	105.43	69.11	6.66E+01
	0.47	3246385	111.89	69.11	2.89E+01
	0.55	3433834	118.35	69.11	8.88E+00
	0.63	3621284	124.81	69.11	4.44E+00
	0.71	3808733	131.27	69.11	1.33E+00
	0.79	3996183	137.74	69.11	8.48E-01

Tabella 10.2 Risultati relativi ai carichi dovuti alle raffiche per la sezione al 50%

Punto	Δn_z	$M_{f_{max}}$	σ_{max}	σ_{mean}	N_{cicli}
1	0.15	1631630	98.77	84.38	1.72E+04
	0.23	1750502	105.96	84.38	1.96E+03
	0.3	1869373	113.16	84.38	2.94E+02
	0.38	1988245	120.35	84.38	5.88E+01
	0.45	2107116	127.55	84.38	2.55E+01
	0.53	2225987	134.74	84.38	7.84E+00
	0.6	2344859	141.94	84.38	3.92E+00
	0.68	2463730	149.14	84.38	1.18E+00
	0.75	2582602	156.33	84.38	7.48E-01
2	0.25	1633905	98.9	75.14	9.76E+04
	0.38	1830159	110.78	75.14	2.36E+03
	0.5	2026413	122.66	75.14	9.42E+02
	0.63	2222668	134.54	75.14	4.88E+01
	0.76	2418922	146.42	75.14	1.01E+01
	0.88	2615177	158.3	75.14	5.89E+00
	1.01	2811431	170.18	75.14	1.68E+00
	1.13	3007685	182.06	75.14	5.05E-01
	1.26	3203940	193.94	75.14	2.19E-01
3	0.24	1571150	95.11	73.32	9.76E+04
	0.37	1751099	106	73.32	2.36E+03
	0.49	1931048	116.89	73.32	9.42E+02
	0.61	2110998	127.78	73.32	4.88E+01
	0.73	2290947	138.68	73.32	1.01E+01
	0.85	2470896	149.57	73.32	5.89E+00
	0.98	2650845	160.46	73.32	1.68E+00
	1.1	2830794	171.35	73.32	5.05E-01
	1.22	3010743	182.25	73.32	2.19E-01
4	0.16	1457036	88.2	70.01	1.95E+04
	0.24	1567961	94.91	70.01	2.22E+03
	0.32	1678886	101.63	70.01	3.33E+02
	0.4	1789812	108.34	70.01	6.66E+01
	0.47	1900737	115.06	70.01	2.89E+01
	0.55	2011662	121.77	70.01	8.88E+00
	0.63	2122587	128.48	70.01	4.44E+00
	0.71	2233512	135.2	70.01	1.33E+00
	0.79	2344437	141.91	70.01	8.48E-01

Tabella 10.3 Risultati relativi ai carichi dovuti alle raffiche per la sezione al 60%

Carichi dovuti alle manovre

Il procedimento per il calcolo delle occorrenze per i carichi dovuti a manovra è analogo a quello eseguito per i carichi dovuti a raffica. Il grafico delle eccedenze è riportato in Figura 10.2, dove le eccedenze questa volta sono fornite per volo e sono direttamente legate alla variazione di fattore di carico.

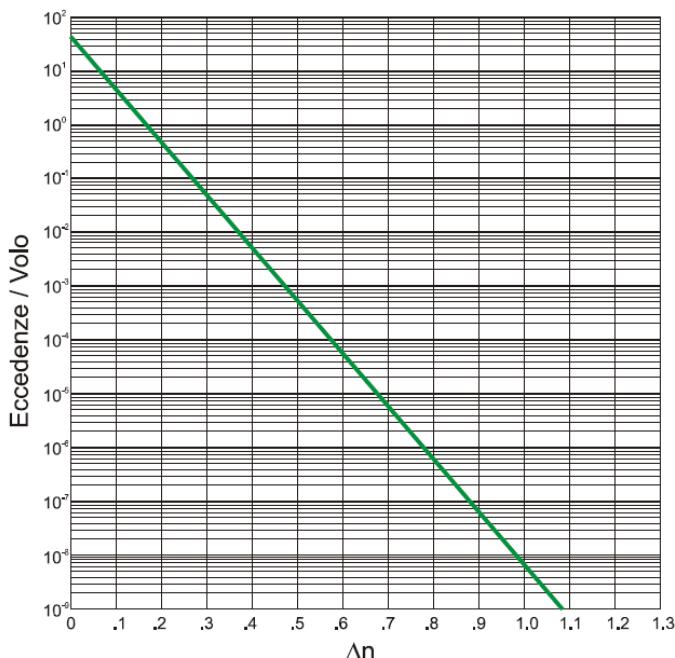


Figura 10.2 Eccedenze di volo in funzione della variazione del fattore di carico

Si selezionano un certo numero di variazioni del fattore di carico:

$$\Delta n = [0.1 \ 0.2 \ 0.3 \ 0.4 \ 0.5 \ 0.6 \ 0.7 \ 0.8 \ 0.9]$$

Si sono tagliate quindi dall'analisi tutte le escursioni di fattore di carico molto elevate che si presentano raramente nella vita operativa del velivolo. Questo modo di procedere risulta cautelativo, infatti i fattori di carico maggiori lasciano nel pannello tensioni residue di compressione dovute all'effetto locale di snervamento, allungando così la vita a fatica del componente (effetto benefico).

Una manovra a parità di fattore di carico ha effetti diversi a seconda del punto della missione considerato, per questo motivo conviene dividere percentualmente le manovre tra le quattro fasi considerate, in particolare, si assegna un valore maggiore ai punti 1 e 4 rispetto ai punti 2 e 3.

Si riportano nelle Tabelle 10.4 e 10.5 i risultati ottenuti per le manovre.

Punto	Δn_z	$M_{f_{max}}$	σ_{max}	σ_{mean}	N_{cicli}
1	0.1	2640546	91.01	81.86	1.24E+05
	0.2	2905912	100.16	81.86	2.42E+04
	0.3	3171278	109.3	81.86	4.74E+03
	0.4	3436643	118.45	81.86	9.25E+02
	0.5	3702009	127.6	81.86	1.81E+02
	0.6	3967375	136.74	81.86	3.53E+01
	0.7	4232740	145.89	81.86	6.90E+00
	0.8	4498106	155.04	81.86	1.35E+00
	0.9	4763472	164.18	81.86	2.63E-01
2	0.1	2418342	83.35	74.3	3.10E+04
	0.2	2680948	92.4	74.3	6.06E+03
	0.3	2943555	101.46	74.3	1.18E+03
	0.4	3206162	110.51	74.3	2.31E+02
	0.5	3468768	119.56	74.3	4.52E+01
	0.6	3731375	128.61	74.3	8.83E+00
	0.7	3993982	137.66	74.3	1.72E+00
	0.8	4256589	146.71	74.3	3.37E-01
	0.9	4519195	155.76	74.3	6.58E-02
3	0.1	2351482	81.05	72.46	3.10E+04
	0.2	2600777	89.64	72.46	6.06E+03
	0.3	2850071	98.23	72.46	1.18E+03
	0.4	3099366	106.83	72.46	2.31E+02
	0.5	3348661	115.42	72.46	4.52E+01
	0.6	3597956	124.01	72.46	8.83E+00
	0.7	3847250	132.6	72.46	1.72E+00
	0.8	4096545	141.19	72.46	3.37E-01
	0.9	4345840	149.79	72.46	6.58E-02
4	0.1	2358537	81.29	69.11	1.24E+05
	0.2	2595388	89.45	69.11	2.42E+04
	0.3	2832238	97.62	69.11	4.74E+03
	0.4	3069089	105.78	69.11	9.25E+02
	0.5	3305940	113.95	69.11	1.81E+02
	0.6	3542790	122.11	69.11	3.53E+01
	0.7	3779641	130.27	69.11	6.90E+00
	0.8	4016491	138.44	69.11	1.35E+00
	0.9	4253342	146.6	69.11	2.63E-01

Tabella 10.4 Risultati relativi ai carichi dovuti alle manovre per la sezione al 50%

Punto	Δn_z	$M_{f_{max}}$	σ_{max}	σ_{mean}	N_{cicli}
1	0.1	1552051	93.95	84.38	1.24E+05
	0.2	1710214	103.52	84.38	2.42E+04
	0.3	1868376	113.1	84.38	4.74E+03
	0.4	2026539	122.67	84.38	9.25E+02
	0.5	2184702	132.24	84.38	1.81E+02
	0.6	2342865	141.82	84.38	3.53E+01
	0.7	2501028	151.39	84.38	6.90E+00
	0.8	2659191	160.97	84.38	1.35E+00
	0.9	2817354	170.54	84.38	2.63E-01
2	0.1	1397246	84.58	75.14	3.10E+04
	0.2	1553097	94.01	75.14	6.06E+03
	0.3	1708947	103.45	75.14	1.18E+03
	0.4	1864797	112.88	75.14	2.31E+02
	0.5	2020648	122.31	75.14	4.52E+01
	0.6	2176498	131.75	75.14	8.83E+00
	0.7	2332348	141.18	75.14	1.72E+00
	0.8	2488199	150.62	75.14	3.37E-01
	0.9	2644049	160.05	75.14	6.58E-02
3	0.1	1358723	82.25	73.32	3.10E+04
	0.2	1506194	91.17	73.32	6.06E+03
	0.3	1653665	100.1	73.32	1.18E+03
	0.4	1801136	109.03	73.32	2.31E+02
	0.5	1948607	117.95	73.32	4.52E+01
	0.6	2096078	126.88	73.32	8.83E+00
	0.7	2243549	135.81	73.32	1.72E+00
	0.8	2391020	144.73	73.32	3.37E-01
	0.9	2538491	153.66	73.32	6.58E-02
4	0.1	1375344	83.25	70.01	1.24E+05
	0.2	1515503	91.74	70.01	2.42E+04
	0.3	1655662	100.22	70.01	4.74E+03
	0.4	1795820	108.71	70.01	9.25E+02
	0.5	1935979	117.19	70.01	1.81E+02
	0.6	2076138	125.67	70.01	3.53E+01
	0.7	2216296	134.16	70.01	6.90E+00
	0.8	2356455	142.64	70.01	1.35E+00
	0.9	2496613	151.13	70.01	2.63E-01

Tabella 10.5 Risultati relativi ai carichi dovuti alle manovre per la sezione al 60%

Carichi dovuti al ciclo GAG

Il ciclo *Ground-Air-Ground* rappresenta la principale causa dell'affaticamento della struttura, dovuta all'elevata ampiezza del ciclo e al cambiamento di segno del momento flettente tra la condizione in volo (pannello ventrale soggetto a tensioni di trazione) e quella di una manovra al suolo (pannello ventrale soggetto a compressione).

Il ciclo GAG è caratterizzato da un picco positivo pari al valore di tensione che la struttura registra mediamente una volta per volo, per il calcolo si utilizza il diagramma delle occorrenze, dove in ascissa si ha la sommatoria dei cicli di carico e in ordinata il più probabile carico massimo che si avrebbe ad un certo numero di cicli. Il valore del carico massimo si ottiene uguagliando il numero di cicli al numero di voli (un ciclo GAG ad ogni volo) $\sum n = N_{voli}$. In questo modo in ordinata si raggiunge un livello di tensione statisticamente presente ad ogni volo. Nello spettro reale dei cicli GAG saranno presenti cicli con picchi di tensione maggiori del valore di picco scelto, ma la probabilità che si verifichino questi cicli diminuisce all'aumentare del livello di tensione considerato.

In Figura 10.3 si riporta il grafico caratteristico della sezione al 50% dell'apertura alare ed il σ_{GAGmax} relativo è pari a 104 MPa

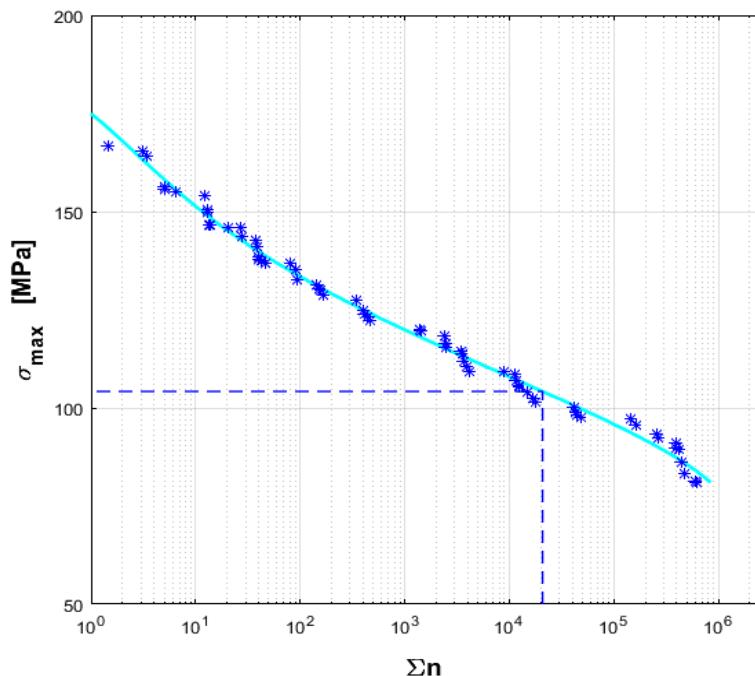


Figura 10.3 Diagramma $\sigma_{max} - \sum n$ sezione al 50%

In Figura 10.4 è mostrato quello relativo alla sezione al 60% avente $\sigma_{GAGmax} = 107 \text{ MPa}$.

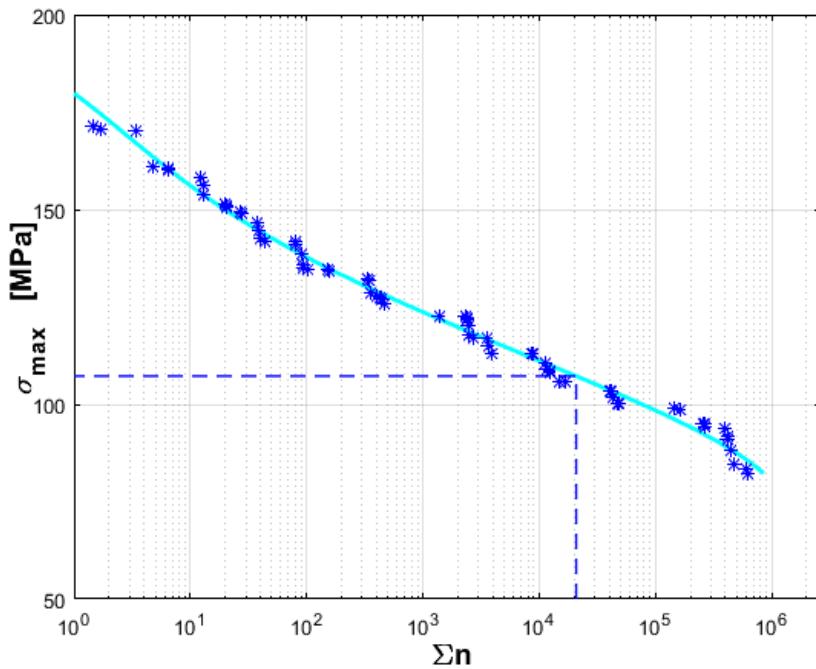


Figura 10.4 Diagramma $\sigma_{max} - \sum n$ sezione al 60%

È presente anche un picco negativo registrato al suolo dove il pannello è compresso pari a metà della tensione media in crociera cambiata di segno:

$$\sigma_{GAG_min} = -\frac{1}{2}\sigma_{mean_crociera}$$

10.2.2 Stima del danneggiamento della struttura

Il pannello ventrale è soggetto ad un carico variabile nel tempo, in cui è possibile individuare con un opportuno metodo di conteggio i livelli di tensione, si ha che ogni picco comporta un certo danneggiamento.

Per la valutazione analitica di questo danneggiamento per fatica occorre scegliere una teoria di accumulo del danno, nel seguente progetto viene scelta la teoria di accumulo lineare del danno di *Palmgren-Miner*. Questo modello afferma che il danneggiamento dovuto ad un dato livello di tensione è proporzionale al numero di cicli applicati a quel livello di tensione n_i , diviso il numero di cicli che porterebbero a rottura il componente se fosse applicato solo quel valore di sollecitazione N_i :

$$D_i = \frac{n_i}{N_i}$$

Il danneggiamento totale dovuto ai cicli di tensione di ampiezza differente sarà dato da:

$$D = \sum_i D_i = \sum_i \frac{n_i}{N_i}$$

La rottura avviene quando la somma dei danneggiamenti parziali raggiunge il valore unitario $D = 1$, in questa esercitazione verrà applicato uno *scatter factor* pari a 2:

$$D = \sum_i \frac{n_i}{N_i} < 0.5$$

I valori di n_i sono noti ad ogni livello di tensione presente nella storia di carico del componente, dato che lo spettro di carico è stato discretizzato passando dal dominio delle eccedenze a quello delle occorrenze; quindi è necessario andare a sviluppare un modello che consenta di calcolare il valore di N_i ad esso associato.

I cicli a rottura si possono ricavare mediante il modello della Boeing, che sostanzialmente utilizza le curve di fatica S-N, definita da:

$$\sigma_a = \frac{0.47 \cdot DFR \cdot (\sigma_{m_0} - \sigma_m)}{\sigma_{m_0} - 0.53 \cdot DFR} S^{5-\log(N)}$$

Il numero di cicli a rottura si ottiene facendo l'inverso della formula, sapendo che l'ampiezza della sollecitazione ciclica è data da:

$$\sigma_a = \sigma_{max} - \sigma_m$$

Le tensioni devono essere espresse in ksi, la σ_{m_0} e la S sono costanti che dipendono dal materiale, per il pannello ventrale si usa l'Al 2024-T3 si ha $\sigma_{m_0} = 45 \text{ ksi}$ e $S = 2$.

Il DFR (*Detail Fatigue Rating*) è la tensione massima applicabile ad un determinato componente a 100000 cicli di vita e con $R = \sigma_{min}/\sigma_{max} = 0.06$ con probabilità di sopravvivenza del 95% e livello di confidenza del 95%. Il DFR viene scelto dal manuale Boeing, dal quale si ha:

$$DFR = DFR_{base} \cdot \text{finish factor}$$

Si pone $DFR_{base} = 20$ e si assume un *finish factor* unitario.

Il danneggiamento totale del pannello è dato da:

$$D_{tot} = \sum_i \frac{n_i}{N_i} + D_{GAG}$$

Nelle Tabelle 10.6 e 10.7 si riportano i danneggiamenti parziali per ogni livello di tensione individuato, il danneggiamento dovuto al ciclo GAG ed infine il danneggiamento totale per le sezioni al 50% ed al 60% dell'apertura alare.

Tipo di cairco	Punto considerato	σ_{mean}	σ_{max}	N_{cicli}	N_{rott}	Danno
Raffica	2	74.3	188	0.2	18660.6	1.17E-05
Raffica	3	72.46	177	0.2	25271	8.66E-06
Raffica	2	74.3	177	0.5	26480.6	1.91E-05
Raffica	3	72.46	167	0.5	35861.3	1.41E-05
Raffica	2	74.3	165	1.7	39161	4.30E-05
Manovra	1	81.86	164	0.3	49364.2	5.33E-06
Raffica	3	72.46	156	1.7	53033.6	3.17E-05
Manovra	2	74.3	156	0.1	56949.7	1.16E-06
Manovra	1	81.86	155	1.3	73002.4	1.85E-05
Raffica	2	74.3	154	5.9	61023.7	9.65E-05
Raffica	1	81.86	151	0.7	89829.4	8.33E-06
Manovra	3	72.46	150	0.1	69467.8	9.48E-07
Manovra	2	74.3	147	0.3	84220.3	4.00E-06
Manovra	4	69.11	147	0.3	72274	3.64E-06
Manovra	1	81.86	146	6.9	113758	6.06E-05
Raffica	3	72.46	146	5.9	82641.1	7.13E-05
Raffica	1	81.86	144	1.2	127474	9.22E-06
Raffica	2	74.3	143	10.1	101833.5	9.91E-05
Manovra	3	72.46	141	0.3	102732.6	3.28E-06
Manovra	4	69.11	138	1.3	104612.5	1.29E-05
Raffica	4	69.11	138	0.8	108199.1	7.84E-06
Manovra	2	74.3	138	1.7	131238.7	1.31E-05
Raffica	1	81.86	137	3.9	188515.3	2.08E-05
Manovra	1	81.86	137	35.3	189834.2	1.86E-04
Raffica	3	72.46	135	10.1	137907.6	7.32E-05
Manovra	3	72.46	133	1.7	160086	1.08E-05
Raffica	2	74.3	131	48.8	186605.8	2.62E-04
Raffica	4	69.11	131	1.3	150268.8	8.86E-06
Manovra	4	69.11	130	6.9	158609.4	4.35E-05
Raffica	1	81.86	130	7.8	293759.4	2.67E-05
Manovra	2	74.3	129	8.8	219005.1	4.03E-05
Manovra	1	81.86	128	180.8	347863.5	5.20E-04
Raffica	3	72.46	125	48.8	252710.2	1.93E-04
Raffica	4	69.11	125	4.4	216362	2.05E-05
Manovra	3	72.46	124	8.8	267144.3	3.30E-05
Raffica	1	81.86	123	25.5	490212.3	5.19E-05
Manovra	4	69.11	122	35.3	255273.7	1.38E-04

Raffica	2	74.3	120	942.3	391609.5	2.41E-03
Manovra	2	74.3	120	45.2	401318	1.13E-04
Manovra	1	81.86	118	925.2	730023.6	1.27E-03
Raffica	4	69.11	118	8.9	325860.2	2.73E-05
Raffica	1	81.86	116	58.8	898294.2	6.54E-05
Manovra	3	72.46	115	45.2	489531.1	9.23E-05
Raffica	3	72.46	114	942.3	530335.7	1.78E-03
Manovra	4	69.11	114	180.8	444962	4.06E-04
Raffica	4	69.11	112	28.9	519912.9	5.55E-05
Manovra	2	74.3	111	231.3	842202.9	2.75E-04
Raffica	1	81.86	109	293.8	1885153	1.56E-04
Manovra	1	81.86	109	4735.5	1898342	2.49E-03
Raffica	2	74.3	108	2355.9	1018335	2.31E-03
Manovra	3	72.46	107	231.3	1027326	2.25E-04
Manovra	4	69.11	106	925.2	867512.3	1.07E-03
Raffica	4	69.11	105	66.6	895590.9	7.44E-05
Raffica	3	72.46	104	2355.9	1379076	1.71E-03
Raffica	1	81.86	102	1958.9	4902123	4.00E-04
Manovra	2	74.3	101	1183.9	2190051	5.41E-04
Manovra	1	81.86	100	24238.5	7300236	3.32E-03
Raffica	4	69.11	99	333	1716601	1.94E-04
Manovra	3	72.46	98	1183.9	2671443	4.43E-04
Manovra	4	69.11	98	4735.5	2002382	2.36E-03
Raffica	2	74.3	97	97600.4	3916095	2.49E-02
Raffica	1	81.86	96	17238.5	18851533	9.14E-04
Raffica	3	72.46	93	97600.4	5303357	1.84E-02
Raffica	4	69.11	93	2220.1	3858248	5.75E-04
Manovra	2	74.3	92	6059.6	8422029	7.19E-04
Manovra	1	81.86	91	124029.1	73002361	1.70E-03
Manovra	3	72.46	90	6059.6	10273263	5.90E-04
Manovra	4	69.11	89	24238.5	6140970	3.95E-03
Raffica	4	69.11	86	19537	11284732	1.73E-03
Manovra	2	74.3	83	31007.3	84220285	3.68E-04
Manovra	4	69.11	81	124029.1	33740716	3.68E-03
Manovra	3	72.46	81	31007.3	1.03E+08	3.02E-04
Raffica	2	74.3	188	0.2	18660.6	1.17E-05
Raffica	3	72.46	177	0.2	25271	8.66E-06
Raffica	2	74.3	177	0.5	26480.6	1.91E-05
Raffica	3	72.46	167	0.5	35861.3	1.41E-05
Raffica	2	74.3	165	1.7	39161	4.30E-05
Manovra	1	81.86	164	0.3	49364.2	5.33E-06
Raffica	3	72.46	156	1.7	53033.6	3.17E-05
Manovra	2	74.3	156	0.1	56949.7	1.16E-06
Manovra	1	81.86	155	1.3	73002.4	1.85E-05
Raffica	2	74.3	154	5.9	61023.7	9.65E-05

Raffica	1	81.86	151	0.7	89829.4	8.33E-06
Manovra	3	72.46	150	0.1	69467.8	9.48E-07
Manovra	2	74.3	147	0.3	84220.3	4.00E-06
Manovra	4	69.11	147	0.3	72274	3.64E-06
Manovra	1	81.86	146	6.9	113758	6.06E-05
Raffica	3	72.46	146	5.9	82641.1	7.13E-05
Raffica	1	81.86	144	1.2	127474	9.22E-06
Raffica	2	74.3	143	10.1	101833.5	9.91E-05
Manovra	3	72.46	141	0.3	102732.6	3.28E-06
Manovra	4	69.11	138	1.3	104612.5	1.29E-05
Raffica	4	69.11	138	0.8	108199.1	7.84E-06
Manovra	2	74.3	138	1.7	131238.7	1.31E-05
Raffica	1	81.86	137	3.9	188515.3	2.08E-05
Manovra	1	81.86	137	35.3	189834.2	1.86E-04
Raffica	3	72.46	135	10.1	137907.6	7.32E-05
Manovra	3	72.46	133	1.7	160086	1.08E-05
Raffica	2	74.3	131	48.8	186605.8	2.62E-04
Raffica	4	69.11	131	1.3	150268.8	8.86E-06
Manovra	4	69.11	130	6.9	158609.4	4.35E-05
Raffica	1	81.86	130	7.8	293759.4	2.67E-05
Manovra	2	74.3	129	8.8	219005.1	4.03E-05
Manovra	1	81.86	128	180.8	347863.5	5.20E-04
Raffica	3	72.46	125	48.8	252710.2	1.93E-04
Raffica	4	69.11	125	4.4	216362	2.05E-05
Manovra	3	72.46	124	8.8	267144.3	3.30E-05
Raffica	1	81.86	123	25.5	490212.3	5.19E-05
Manovra	4	69.11	122	35.3	255273.7	1.38E-04
Raffica	2	74.3	120	942.3	391609.5	2.41E-03
Manovra	2	74.3	120	45.2	401318	1.13E-04
Manovra	1	81.86	118	925.2	730023.6	1.27E-03
Raffica	4	69.11	118	8.9	325860.2	2.73E-05
Raffica	1	81.86	116	58.8	898294.2	6.54E-05
Manovra	3	72.46	115	45.2	489531.1	9.23E-05
Raffica	3	72.46	114	942.3	530335.7	1.78E-03
Manovra	4	69.11	114	180.8	444962	4.06E-04
Raffica	4	69.11	112	28.9	519912.9	5.55E-05
Manovra	2	74.3	111	231.3	842202.9	2.75E-04
Raffica	1	81.86	109	293.8	1885153	1.56E-04
Manovra	1	81.86	109	4735.5	1898342	2.49E-03
Raffica	2	74.3	108	2355.9	1018335	2.31E-03
Manovra	3	72.46	107	231.3	1027326	2.25E-04
Manovra	4	69.11	106	925.2	867512.3	1.07E-03
Raffica	4	69.11	105	66.6	895590.9	7.44E-05
Raffica	3	72.46	104	2355.9	1379076	1.71E-03
Raffica	1	81.86	102	1958.9	4902123	4.00E-04

Manovra	2	74.3	101	1183.9	2190051	5.41E-04
Manovra	1	81.86	100	24238.5	7300236	3.32E-03
Raffica	4	69.11	99	333	1716601	1.94E-04
Manovra	3	72.46	98	1183.9	2671443	4.43E-04
Manovra	4	69.11	98	4735.5	2002382	2.36E-03
Raffica	2	74.3	97	97600.4	3916095	2.49E-02
Raffica	1	81.86	96	17238.5	18851533	9.14E-04
Raffica	3	72.46	93	97600.4	5303357	1.84E-02
Raffica	4	69.11	93	2220.1	3858248	5.75E-04
Manovra	2	74.3	92	6059.6	8422029	7.19E-04
Manovra	1	81.86	91	124029.1	73002361	1.70E-03
Manovra	3	72.46	90	6059.6	10273263	5.90E-04
Manovra	4	69.11	89	24238.5	6140970	3.95E-03
Raffica	4	69.11	86	19537	11284732	1.73E-03
Manovra	2	74.3	83	31007.3	84220285	3.68E-04
Manovra	4	69.11	81	124029.1	33740716	3.68E-03
Manovra	3	72.46	81	31007.3	1.03E+08	3.02E-04
GAG		33.76	104	20764.1	141789.1	1.33e-01
<i>Danneggiamento Totale = 0.2147</i>						

Tabella 10.6 Danneggiamento totale per la sezione al 50%

Tipo di cairco	Punto considerato	σ_{mean}	σ_{max}	N_{cicli}	N_{rott}	Danno
Raffica	2	75.14	194	0.2	16069.7	1.36E-05
Raffica	3	73.32	182	0.2	21993.6	9.95E-06
Raffica	2	75.14	182	0.5	22804	2.21E-05
Raffica	3	73.32	171	0.5	31210.5	1.62E-05
Manovra	1	84.38	171	0.3	40883.1	6.44E-06
Raffica	2	75.14	170	1.7	33723.8	4.99E-05
Manovra	1	84.38	161	1.3	60460.1	2.23E-05
Raffica	3	73.32	160	1.7	46155.7	3.65E-05
Manovra	2	75.14	160	0.1	49042.8	1.34E-06
Raffica	2	75.14	158	5.9	52551.1	1.12E-04
Raffica	1	84.38	156	0.7	74396.2	1.01E-05
Manovra	3	73.32	154	0.1	60458.6	1.09E-06
Manovra	1	84.38	151	6.9	94213.7	7.32E-05
Manovra	4	70.01	151	0.3	61322.3	4.29E-06
Manovra	2	75.14	151	0.3	72527.1	4.65E-06
Raffica	3	73.32	150	5.9	71923.4	8.19E-05
Raffica	1	84.38	149	1.2	105573.2	1.11E-05
Raffica	2	75.14	146	10.1	87694.9	1.15E-04
Manovra	3	73.32	145	0.3	89409.3	3.77E-06
Manovra	4	70.01	143	1.3	88511.9	1.52E-05

Raffica	1	84.38	142	3.9	156127.2	2.51E-05
Raffica	4	70.01	142	0.8	91521.7	9.27E-06
Manovra	1	84.38	142	35.3	157219.5	2.25E-04
Manovra	2	75.14	141	1.7	113017.4	1.53E-05
Raffica	3	73.32	139	10.1	120022.5	8.41E-05
Manovra	3	73.32	136	1.7	139324.6	1.24E-05
Raffica	4	70.01	135	1.3	126752.4	1.05E-05
Raffica	1	84.38	135	7.8	243289.7	3.22E-05
Raffica	2	75.14	135	48.8	160697.3	3.04E-04
Manovra	4	70.01	134	6.9	133722.7	5.16E-05
Manovra	1	84.38	132	180.8	288098.4	6.27E-04
Manovra	2	75.14	132	8.8	188598.2	4.68E-05
Raffica	4	70.01	128	4.4	181876.2	2.44E-05
Raffica	3	73.32	128	48.8	219936.4	2.22E-04
Raffica	1	84.38	128	25.5	405990.8	6.27E-05
Manovra	3	73.32	127	8.8	232498.6	3.80E-05
Manovra	4	70.01	126	35.3	214224.2	1.65E-04
Manovra	1	84.38	123	925.2	604601.1	1.53E-03
Raffica	2	75.14	123	942.3	337238.1	2.79E-03
Manovra	2	75.14	122	45.2	345598.6	1.31E-04
Raffica	4	70.01	122	8.9	272737.2	3.26E-05
Raffica	1	84.38	120	58.8	743961.8	7.90E-05
Manovra	3	73.32	118	45.2	426044.2	1.06E-04
Manovra	4	70.01	117	180.8	371058.6	4.87E-04
Raffica	3	73.32	117	942.3	461556.9	2.04E-03
Raffica	4	70.01	115	28.9	432710	6.67E-05
Raffica	1	84.38	113	293.8	1561273	1.88E-04
Manovra	1	84.38	113	4735.5	1572195	3.01E-03
Manovra	2	75.14	113	231.3	725270.7	3.19E-04
Raffica	2	75.14	111	2355.9	876948.6	2.69E-03
Manovra	3	73.32	109	231.3	894093.2	2.59E-04
Manovra	4	70.01	109	925.2	716870	1.29E-03
Raffica	4	70.01	108	66.6	739716.8	9.00E-05
Raffica	3	73.32	106	2355.9	1200225	1.96E-03
Raffica	1	84.38	106	1958.9	4059908	4.83E-04
Manovra	1	84.38	104	24238.5	6046011	4.01E-03
Manovra	2	75.14	103	1183.9	1885982	6.28E-04
Raffica	4	70.01	102	333	1402476	2.37E-04
Manovra	4	70.01	100	4735.5	1631226	2.90E-03
Manovra	3	73.32	100	1183.9	2324986	5.09E-04
Raffica	2	75.14	99	97600.4	3372381	2.89E-02
Raffica	1	84.38	99	17238.5	15612725	1.10E-03
Raffica	3	73.32	95	97600.4	4615569	2.11E-02
Raffica	4	70.01	95	2220.1	3099598	7.16E-04
Manovra	2	75.14	94	6059.6	7252707	8.35E-04

<i>Manovra</i>	<i>1</i>	<i>84.38</i>	<i>94</i>	<i>124029.1</i>	<i>60460111</i>	<i>2.05E-03</i>
<i>Manovra</i>	<i>4</i>	<i>70.01</i>	<i>92</i>	<i>24238.5</i>	<i>4876403</i>	<i>4.97E-03</i>
<i>Manovra</i>	<i>3</i>	<i>73.32</i>	<i>91</i>	<i>6059.6</i>	<i>8940932</i>	<i>6.78E-04</i>
<i>Raffica</i>	<i>4</i>	<i>70.01</i>	<i>88</i>	<i>19537</i>	<i>8802563</i>	<i>2.22E-03</i>
<i>Manovra</i>	<i>2</i>	<i>75.14</i>	<i>85</i>	<i>31007.3</i>	<i>72527067</i>	<i>4.28E-04</i>
<i>Manovra</i>	<i>4</i>	<i>70.01</i>	<i>83</i>	<i>124029.1</i>	<i>25255736</i>	<i>4.91E-03</i>
<i>Manovra</i>	<i>3</i>	<i>73.32</i>	<i>82</i>	<i>31007.3</i>	<i>89409319</i>	<i>3.47E-04</i>
<i>GAG</i>		<i>35.08</i>	<i>107</i>	<i>20764.1</i>	<i>141789.1</i>	<i>1.46E-01</i>
<i>Danneggiamento Totale = 0.2432</i>						

Tabella 10.7 Danneggiamento totale per la sezione al 60%

10.3 Progetto a *Damage Tolerance*

Il pannello ventrale per poter soddisfare i principi del *Damage Tolerance* deve garantire un comportamento *crack arrest*, deve quindi sviluppare una resistenza statica residua (RSR) adeguata a sopportare il carico limite anche in presenza di una fessura lunga due baie con l'irrigidimento centrale rotto, fino al suo riconoscimento in fase di ispezione. Per ricavare la resistenza del pannello, si considera un generico componente avente un intaglio o un difetto di larghezza $2a$, per il quale si definisce il fattore di intensità degli sforzi, attraverso la seguente relazione:

$$K = \beta \cdot S \cdot \sqrt{\pi \cdot a}$$

La condizione di propagazione instabile della fessura si ha quando:

$$K = K_c$$

$$\left. \frac{\partial K}{\partial a} \right|_{\sigma} > 0$$

Dove K_c è il fattore di intensità degli sforzi critico caratteristico di un determinato componente strutturale, mentre σ è la tensione di lavoro asintotica per il componente.

Quando $K = K_c$, la tensione di lavoro coincide con la massima tensione che il componente può sopportare prima della propagazione instabile.

Il coefficiente β tiene conto della geometria del pannello, della geometria dell'intaglio e del tipo di sollecitazione applicata (per una lastra piana di larghezza infinita soggetta a

trazione $\beta = 1$). Per un pannello irrigidito il valore di β sarà minore rispetto all'unità dato che i correnti tenderanno a sovraccaricarsi.

Il calcolo del valore di β prevede di stimare il numero di rivetti coinvolti e poi procedere ad esaminare il problema iperstatico ottenuto. Si ipotizza, per semplicità, che la fessura influenzi il comportamento globale del pannello fino a 6 file sopra e sotto rispetto alla fila di rivetti dove si è sviluppata la fessura. Questo ragionamento è possibile sfruttando il principio di S. Venant, in questo modo si analizzano i rivetti $i \in [-6 6]$ e $j \in [-1 1]$.

Il problema può essere ricondotto ad un sistema iperstatico lineare, scomposto in un problema di lamiera semplice fessurata sottoposta ad un carico di trazione e, un problema di lamiera fessurata con dei carichi concentrati che rappresentano le forze scambiate con i rivetti, come mostrato in Figura 10.5.

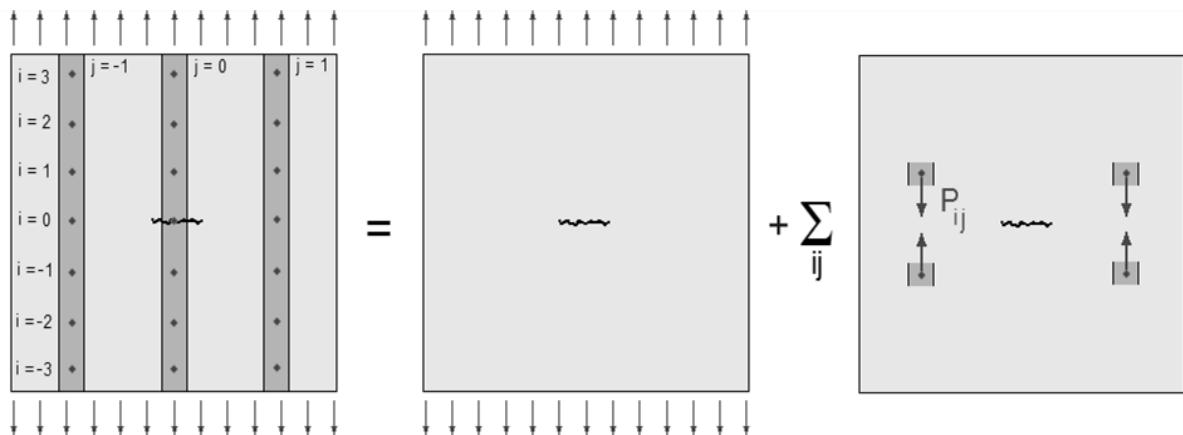


Figura 10.5 Scomposizione del problema principale

Considerando il problema iperstatico lineare è possibile scrivere la seguente relazione:

$$K = K_{Lam} + \sum_{i,j} P_{ij} \cdot k_{ij}$$

Dove:

- K_{Lam} è il contributo al fattore di intensificazione degli sforzi dovuto alla sola lamiera fessurata, che essendo assimilabile ad una lastra piana infinita è dato da:

$$K_{Lam} = \sigma_\infty \cdot \sqrt{\pi \cdot a}$$

- Il termine $\sum_{i,j} P_{ij} \cdot k_{ij}$ rappresenta il contributo al fattore di intensificazione degli sforzi dovuto alle forze concentrate. I coefficienti di influenza k_{ij} sono noti in

letteratura per il caso di pannello infinito, ma in maniera approssimata possono essere usati anche per il caso in esame.

Il carico concentrato, rappresentato dalla forza trasmessa P_{ij} tra lamiera e rivetti, si trova applicando le equazioni di congruenza sugli spostamenti tra pannello e corrente:

$$V_{\text{Lamiera}} = V_{\text{Corrente}} + \Delta$$

V_{Lamiera} Spostamento del punto pensato appartenente alla lamiera

V_{Corrente} Spostamento del punto pensato appartenente al corrente

Δ Deformazione del rivetto

In questo modo è possibile calcolare il valore del fattore di intensificazione degli sforzi:

$$K = C \cdot K_{\text{Lam}} \quad \text{con} \quad C = 1 + \frac{\sum_{i,j} P_{ij} \cdot k_{ij}}{K_{\text{Lam}}}$$

Si deve avere:

Il coefficiente C dovrebbe essere minore di 1 se tutti i correnti sono integri, nel caso di correnti rotti può essere anche maggiore di 1 (in questo caso alcune P_{ij} possono essere positive).

Il coefficiente di sovraccarico del j-esimo corrente rimasto integro, rappresenta il carico portato dal corrente durante la propagazione della fessura:

$$L_j = 1 + \frac{\sum_{i,j} P_{ij} \cdot k_{ij}}{\sigma \cdot A_{\text{Corrente}_j}}$$

Affinché il pannello funzioni come crack stopper si dovrà avere:

$$C < 1 \quad \text{e} \quad L_j > 1$$

10.3.1 Scelte progettuali per la procedura

Per quanto riguarda i materiali utilizzati si sono fatte le seguenti scelte:

- Lega di alluminio Al 2024 – T3 per il rivestimento;
- Lega di alluminio Al 7075 – T6 per i correnti.

Si sono scelti i seguenti parametri:

$$\frac{d}{h} = 0.5 \quad \text{Per i correnti a Z}$$

$$\frac{w_s}{h} = 0.5 \quad \text{e} \quad \frac{w_d}{h} = 1 \quad \text{Per i correnti a J}$$

Il passo tra gli irrigidimenti viene fissato ad un valore superiore rispetto a quello utilizzato per il pannello dorsale: $b = 140\text{mm}$.

Per i valori degli spessori medi si utilizzano quelli ottenuti dal dimensionamento a *durability*: $\bar{t}_{50\%} = 14\text{ mm}$ e $\bar{t}_{60\%} = 10.5\text{ mm}$.

10.3.2 Procedura di calcolo

La procedura prevede il calcolo della resistenza statica residua del pannello e quella del corrente in funzione della semi-lunghezza della fessura a , quando queste due tensioni si egualiano si realizza la situazione critica da verificare e si ottiene la lunghezza critica della fessura a^* . Occorre quindi verificare che la tensione portata dalla parte di pannello che può lavorare in condizioni di carico limite risulti inferiore alla RSR corrispondente ad a^* . È necessario inoltre soddisfare il criterio delle due baie, verificando che la lunghezza critica sia superiore al passo dei correnti.

Questa analisi viene condotta con il programma CURVAK, che richiede un file di input. Tale programma richiede una serie di input, alcuni generali e altri specifici del tipo di corrente utilizzato, contenete i seguenti dati:

- INDCOR: si indica il primo corrente integro, nel nostro caso è il secondo (2);
- ICONF1e ICONF2: indicano la posizione della fessura (1 e 1);
- NR: il numero di rivetti per i quali calcolare la forza (6);
- AIN, DA, NP: si fa l'analisi per un numero di lunghezze di fessura pari a NP, partendo dal valore AIN con incrementi di DA;
- S: il semi-passo tra i correnti pari a $b/2$;
- T: lo spessore del rivestimento;
- TS: lo spessore del corrente;
- WS: la larghezza della flangia;
- HS: l'altezza del corrente;
- D: il diametro del rivetto $D = \frac{t+t_s}{2}$;
- P: il passo tra i rivetti $P = 5D$;

- ER: il modulo elastico del materiale del rivetto;
- SIG: la tensione asintotica;
- EF: rapporto tra la flessibilità del rivetto e quella di riferimento, che il programma calcola automaticamente utilizzando l'espressione di H. Huth (LBF-Germania). Il parametro EF può assumere diversi valori:

$EF = 0$ Rivetto infinitamente rigido (caso impossibile);

$EF = 1$ Per correnti a Z;

$EF = 0.5$ Per correnti a J (il corrente risulta collegato da 2 rivetti).

Il materiale scelto per i correnti è il Al-7075, diverso da quello della lamiera (Al-2024).

Il programma elabora i dati e fornisce un file di output, che riporta i risultati in cinque colonne, dove:

- La prima colonna riporta l'incremento di lunghezza della fessura Δa ;
- La seconda colonna il coefficiente C ;
- La terza colonna il coefficiente di sovraccarico L ;
- La quarta colonna la resistenza statica residua del pannello;
- La quinta colonna la resistenza statica residua del corrente.

10.3.3 Risultati della procedura

I risultati della procedura di calcolo vengono elaborati graficamente e per la verifica a crack arrest si deve avere:

1. La tensione limite deve essere sottostante a quella della resistenza del corrente;
2. La tensione limite può essere più intersecare la curva della resistenza del pannello ma in questo caso è necessaria una seconda intersezione prima della posizione del corrente vicino.

Dopo aver definito la semi-lunghezza di fessura critica per la propagazione instabile, la tensione limite è stata calcolata da:

$$\sigma_{lim} = \frac{M}{b_w \cdot (w - 2a^*) \cdot \bar{t}}$$

Di seguito vengono riportati i risultati per le varie sezioni e tipi di correnti esaminati.

Risultati per il corrente a Z relativi alla sezione al 50%

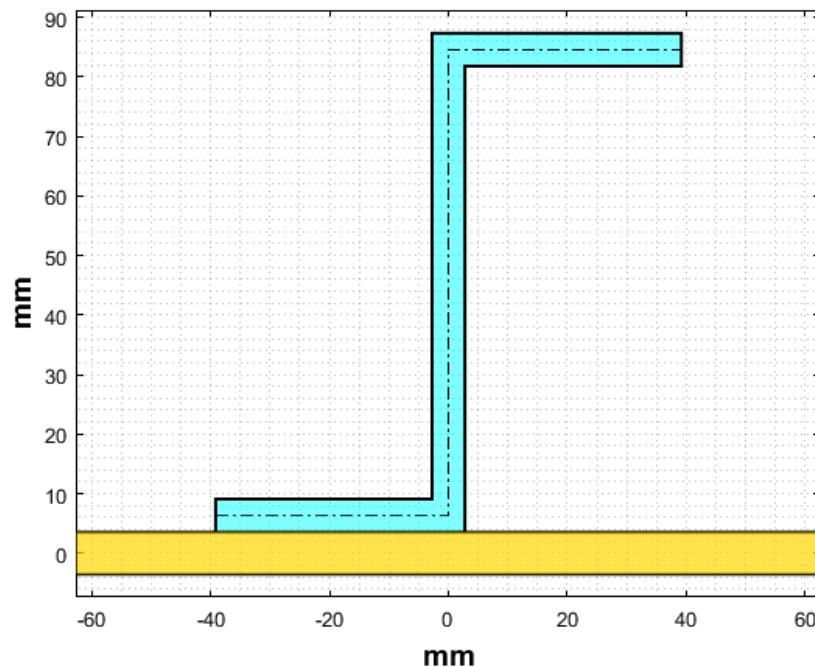


Figura 10.6 Geometria del corrente a Z per la sezione al 50%

Tensione limite	211.11 MPa
Semi passo tra i correnti	62.50 mm
Spessore rivestimento	7.05 mm
Spessore corrente	5.55 mm
Altezza corrente	78.27 mm
Larghezza flangia inferiore corrente	39.13 mm
Diametro rivetti	6.30 mm
Passo rivetti	31.50 mm

Tabella 10.8 Dimensioni e caratteristiche del corrente

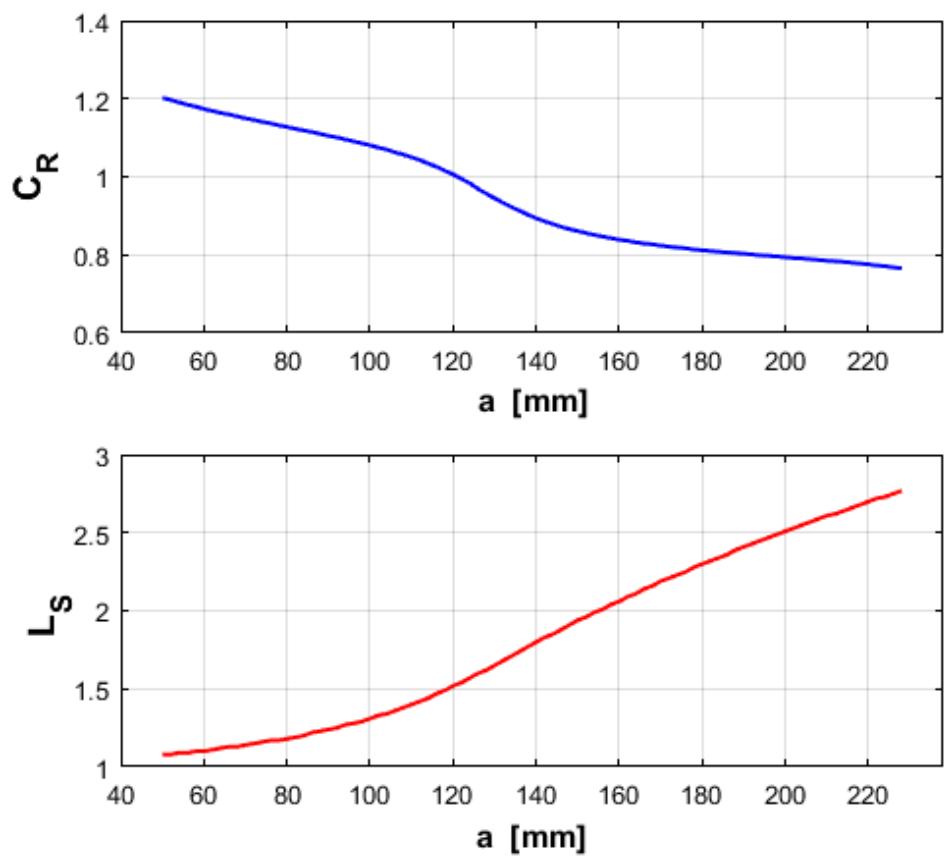


Figura 10.7 Andamento del C_R e di L_s in funzione di a

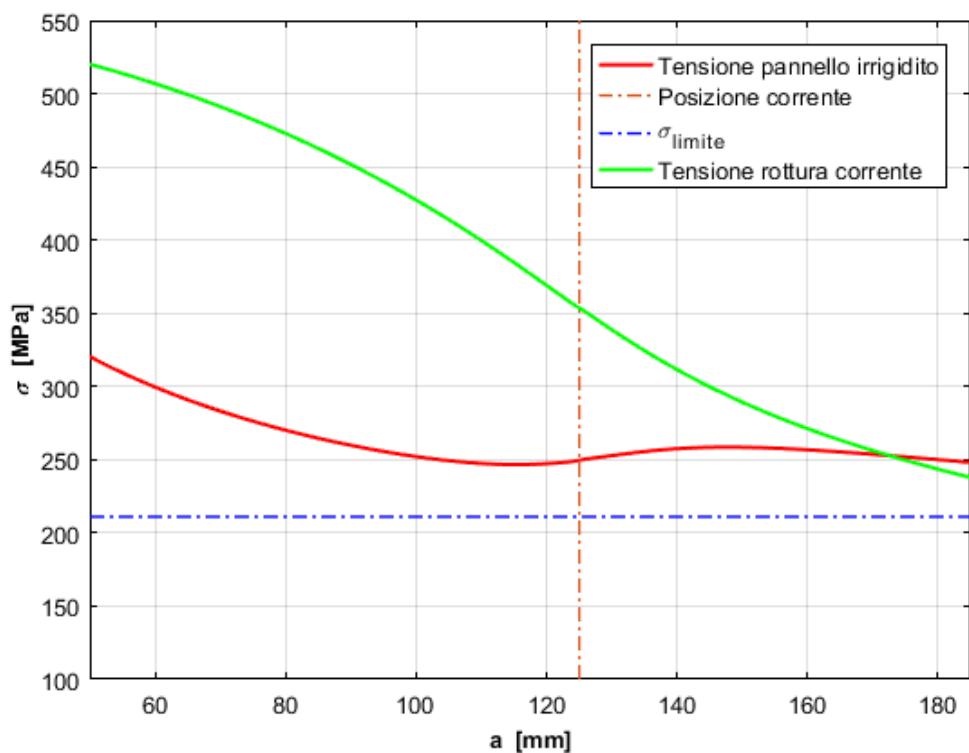


Figura 10.8 Verifica del soddisfacimento della funzione di crack stopper

Risultati per il corrente a J relativi alla sezione al 50%.

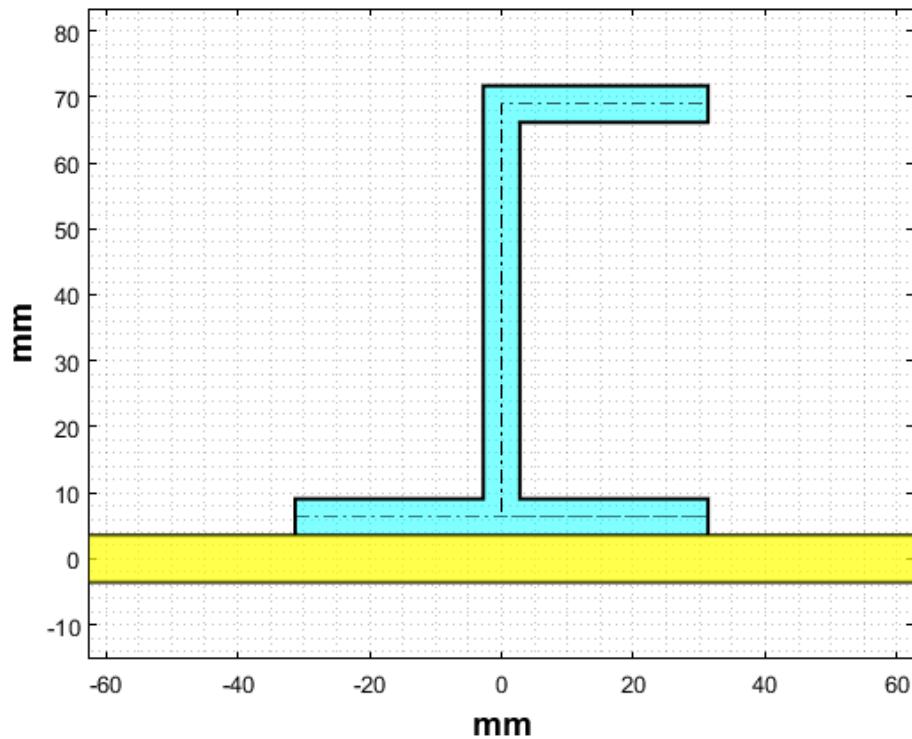


Figura 10.9 Geometria del corrente a J per la sezione al 50%

Tensione limite	211.11 MPa
Semi passo tra i correnti	62.50 mm
Spessore rivestimento	7.05 mm
Spessore corrente	5.55 mm
Altezza corrente	62.61 mm
Larghezza flangia inferiore corrente	31.31 mm
Diametro rivetti	6.30 mm
Passo rivetti	31.50 mm

Tabella 10.9 Dimensioni e caratteristiche del corrente

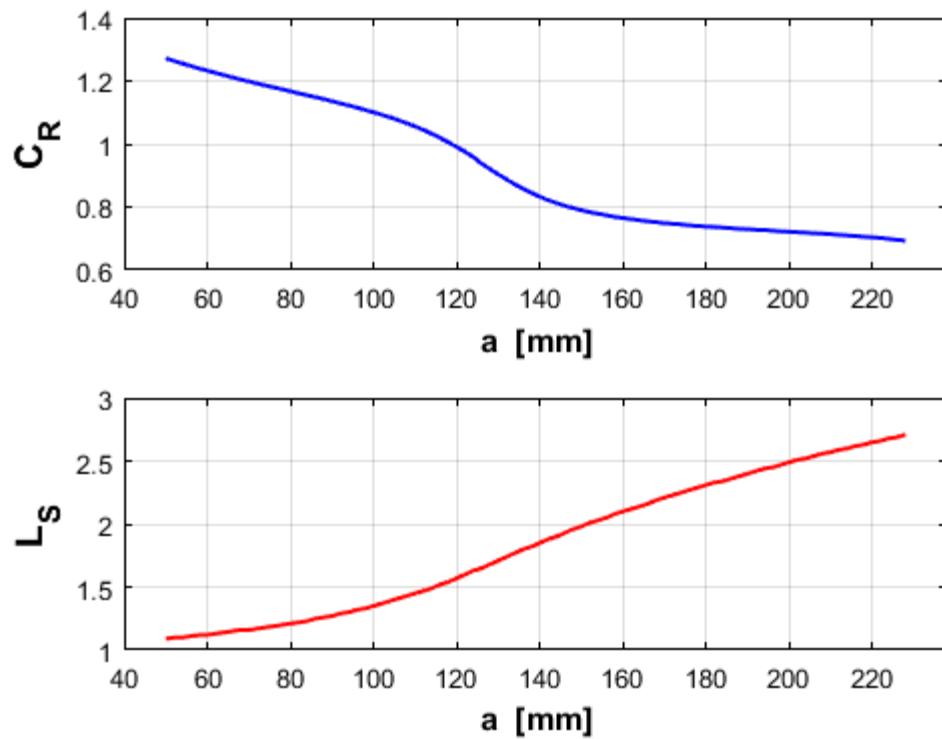


Figura 10.10 Andamento del C_R e di L_s in funzione di a

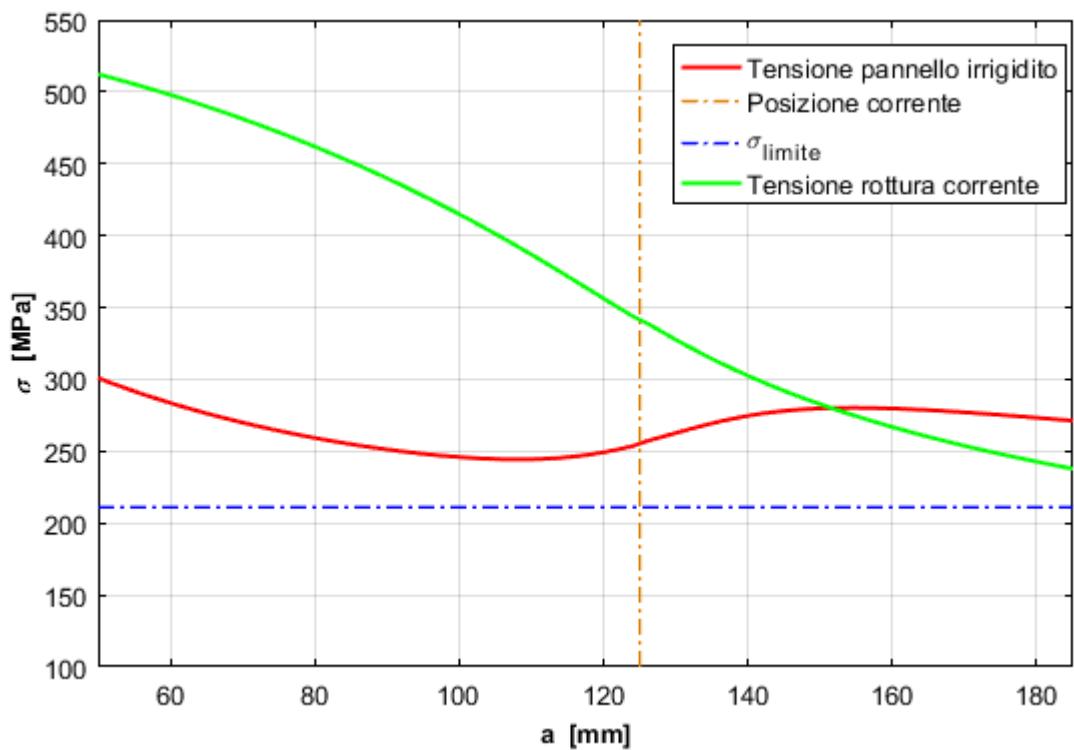


Figura 10.11 Verifica del soddisfacimento della funzione di crack stopper

Risultati per il corrente a Z relativi alla sezione al 60%.

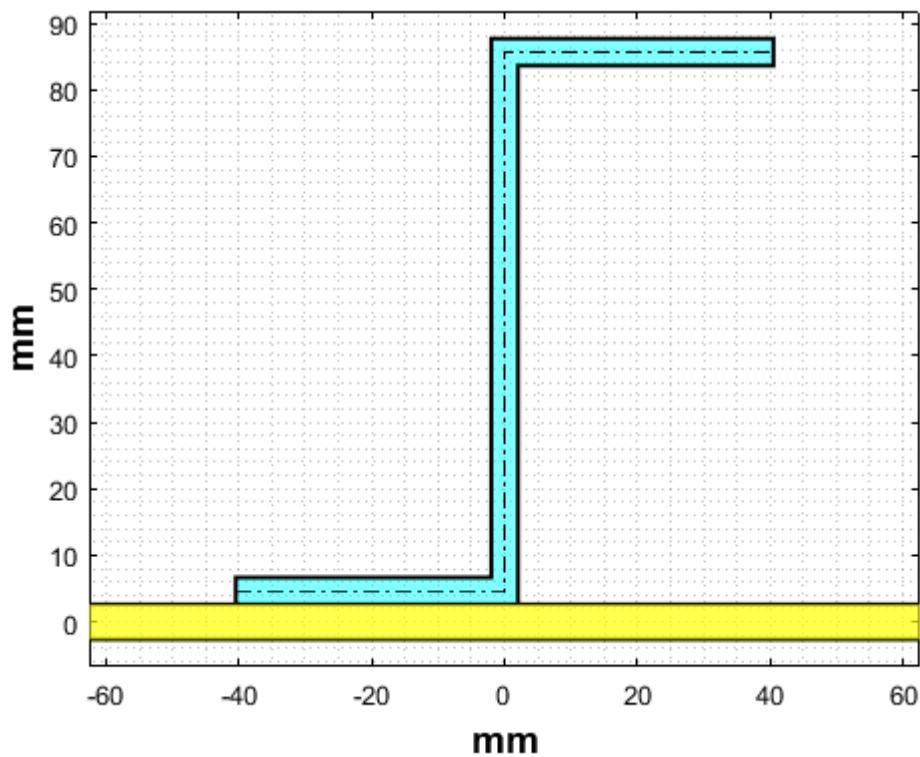


Figura 10.12 Geometria del corrente a Z per la sezione al 60%

Tensione limite	221.25 MPa
Semi passo tra i correnti	62.50 mm
Spessore rivestimento	5.25 mm
Spessore corrente	4.05 mm
Altezza corrente	81.02 mm
Larghezza flangia inferiore corrente	40.51 mm
Diametro rivetti	4.65 mm
Passo rivetti	23.25 mm

Tabella 10.10 Dimensioni e caratteristiche del corrente

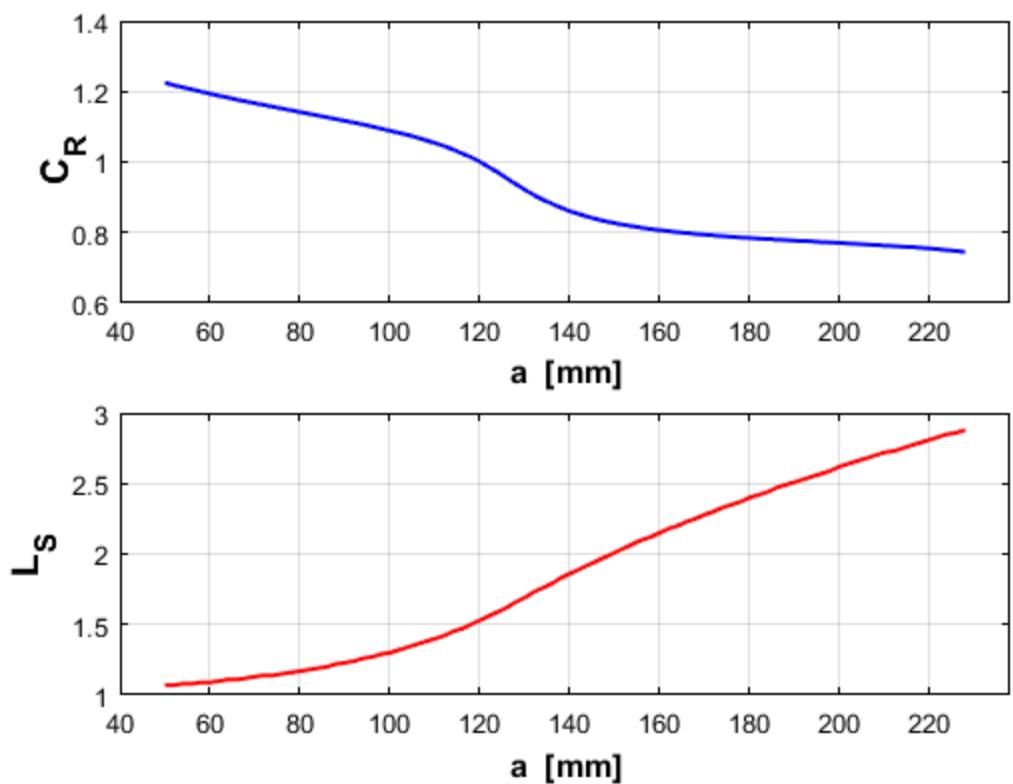


Figura 10.13 Andamento del C_R e di L_s in funzione di a

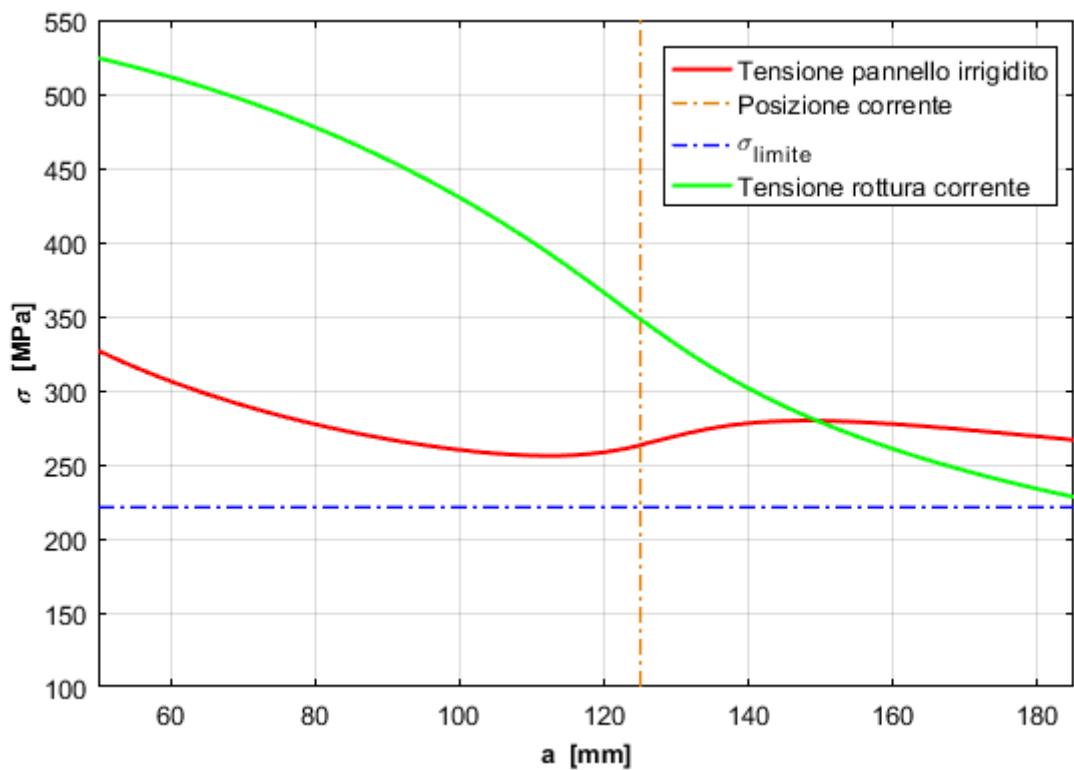


Figura 10.14 Verifica del soddisfacimento della funzione di crack stopper

Risultati per il corrente a J relativi alla sezione al 60%.

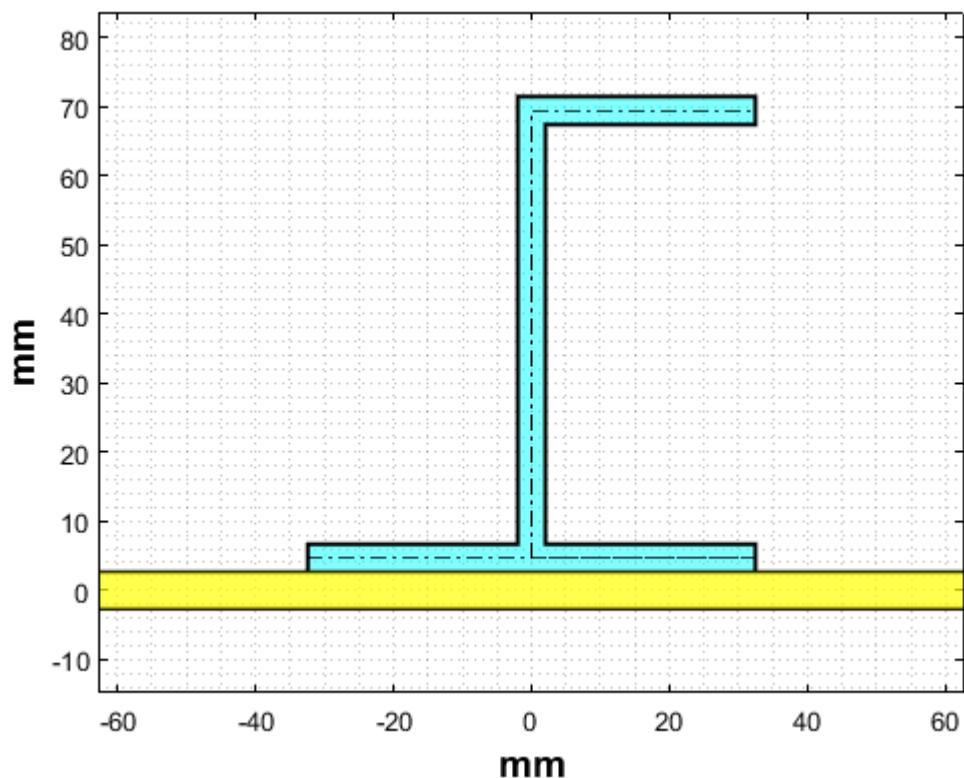


Figura 10.15 Geometria del corrente a J per la sezione al 60%

Tensione limite	221.25 MPa
Semi passo tra i correnti	62.50 mm
Spessore rivestimento	5.25 mm
Spessore corrente	4.05 mm
Altezza corrente	64.81 mm
Larghezza flangia inferiore corrente	32.41 mm
Diametro rivetti	4.65 mm
Passo rivetti	23.25 mm

Tabella 10.11 Dimensioni e caratteristiche del corrente