

# Progetto Aerospaziale

## Elaborato A.A. 2007-2008

Si ricorda che l'elaborato deve essere consegnato tassativamente, in una forma accettabile, entro la data dell'ultimo appello dell'anno accademico. Non saranno concesse deroghe.

Per essere accettabile, un elaborato non deve presentare errori o omissioni che richiedano più di uno-due giorni di lavoro. Per evitare sorprese, si consiglia di consegnare l'elaborato con congruo anticipo.

Si raccomanda di non copiare da altri studenti le figure o le tabelle excel, poiché questo potrebbe dare l'impressione di un elaborato svolto in modo non autonomo.

Il numero di elementi tra una centina e la successiva deve essere pari a  $5+(N1+C1)/2$  o  $5+(N1+C1+N2+C2)/2$  per le relazioni con due autori, dove N1 e C1 sono le cifre 5 e 6 del numero di matricola del primo autore dell'elaborato, N2 e C2 del secondo, e il risultato della divisione è troncato all'intero inferiore.

L'elaborato può essere svolto da non più di due persone. Deve avere in copertina i nomi degli autori in ordine alfabetico per nome e cognome, la loro firma, e la data di consegna.

Allegato all'elaborato deve essere consegnato un cdrom contenente i file di input per l'analisi ad elementi finiti e i file utilizzati per l'analisi dei risultati, siano questi fogli excel, programmi o altro. Si noti per "file di input" si intendono i file per NASTRAN, e NON i file .MOD di Femap.

La relazione tecnica deve contenere tassativamente i seguenti argomenti, nessuno escluso:

- descrizione della struttura realizzata
- descrizione della/e condizione/i di carico applicata/e
- descrizione della discretizzazione (tramite un congruo ed esauriente insieme di parole e figure)
- descrizione dei vincoli applicati alla struttura in esame (si riportino anche figure che permettano di vedere chiaramente come tali vincoli sono stati realizzati)
- una tabella risassuntiva che specifichi, per ogni componente, il suo margine di sicurezza più critico
- dimensionamento di uno dei due punti di attacco tra l'ala e la fusoliera
- verifica preliminare della soluzione ad elementi finiti

Si deve inoltre specificare:

- il sistema di unità di misura adottato
- i materiali utilizzati, gli spessori, le sezioni dei correnti
- la disposizione dei correnti
- il significato dei simboli usati nelle tabelle e nelle formule
- le verifiche effettuate

# Checklist

- Nomi autori, firma, data consegna
- Numero corretto di elementi tra ogni centina
- Cdrom
- Il modello fornisce risultati sensati?

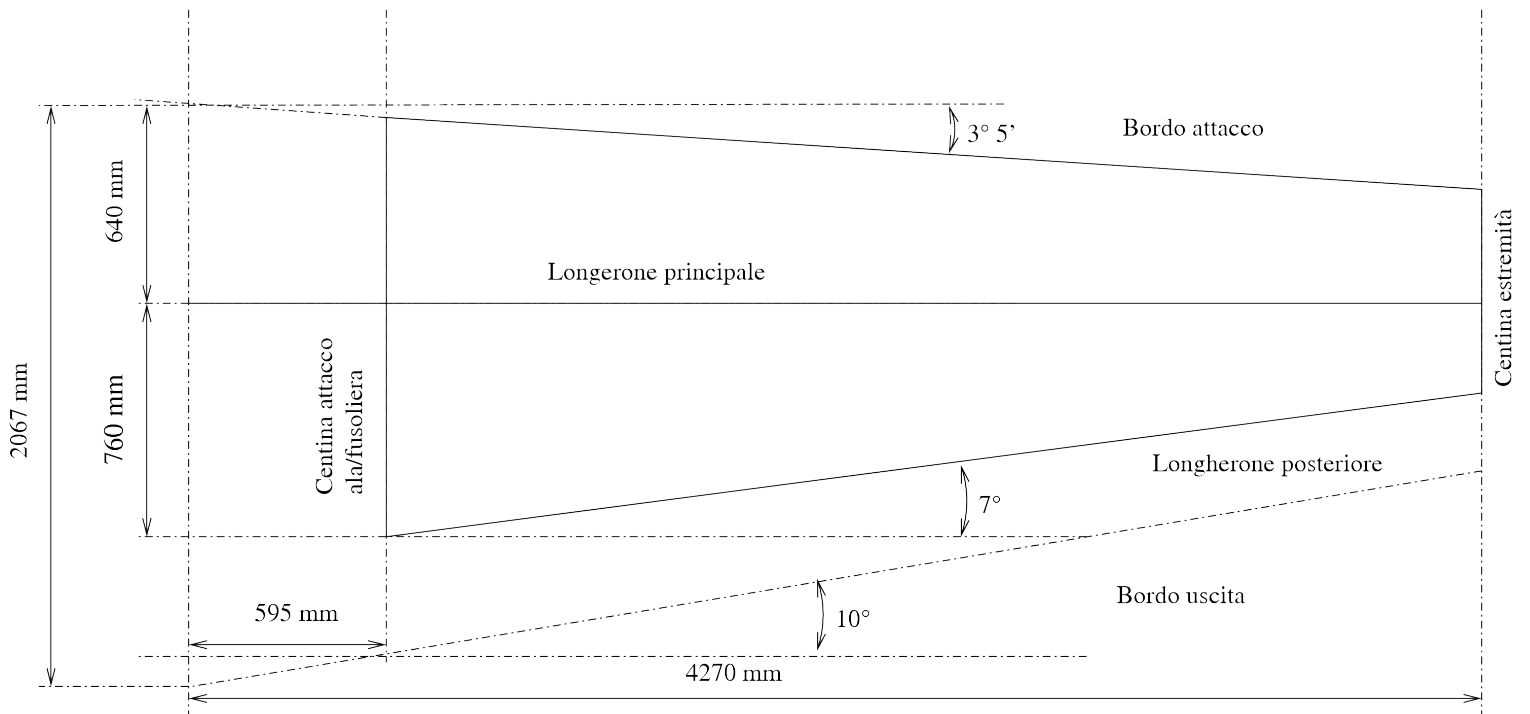
Sono presenti

- la tabella riassuntiva dei margini di sicurezza critici
- un indice
- un elenco delle figure
- un elenco di riferimenti (ad esempio: è inutile riportare i grafici forniti in bacheca didattica, basta farvi riferimento nel testo)
- l'indicazione del peso della struttura
- la verifica del modello ad elementi finiti

# Cassone alare

Si deve progettare una struttura alare di dimensioni date e composto da due celle.

La struttura, le cui dimensioni sono riportate in figura, ha due longheroni. Il longherone principale attraversa la fusoliera, mentre il longherone posteriore si interrompe in corrispondenza della centina di attacco tra l'ala e la fusoliera. La parte di ala posta posteriormente al longherone posteriore (linea tratteggiata obliqua dietro al longherone) non contribuisce alla rigidità strutturale, e non deve quindi essere modellata. La corda ottenuta prolungando fino alla mezzeria della fusoliera le linee definite dal bordo di uscita e dal bordo d'attacco è pari a 2067 mm. Entrambe i longheroni sono incernierati alla fusoliera poco all'interno della centina posta all'attacco tra l'ala e la fusoliera. E' necessario determinare il numero di centine, correnti, eventuali longheroni interni, dimensioni e spessori delle lamiere. Devono essere spiegati i motivi alla base di ogni scelta progettuale.



# Profilo alare

Il profilo scelto è un NACA 63(3)-218. Le coordinate del profilo (con corda adimensionalizzata), sono:

Dorso

1.00000	0.00000
0.95016	0.00664
0.90034	0.01501
0.85049	0.02459
0.80059	0.03486
0.75064	0.04544
0.70062	0.05594
0.65055	0.06597
0.60042	0.07526
0.55023	0.08351
0.50000	0.09045
0.44973	0.09577
0.39943	0.09916
0.34911	0.10030
0.29880	0.09884
0.24850	0.09549
0.19822	0.08842
0.14801	0.07895
0.09788	0.06581
0.07288	0.05728
0.04796	0.04673
0.02319	0.03285
0.01096	0.02319
0.00617	0.01778
0.00382	0.01449
0.00000	0.00000

Ventre

0.00000	0.00000
0.00618	-0.01349
0.00883	-0.01638
0.01404	-0.02105
0.02681	-0.02913
0.05204	-0.04041
0.07712	-0.04880
0.10212	-0.05547
0.15199	-0.06549
0.20178	-0.07250
0.25150	-0.07704
0.30120	-0.07940
0.35089	-0.07970
0.40057	-0.07774
0.45027	-0.07387
0.50000	-0.06839
0.54977	-0.06161
0.59958	-0.05384
0.64945	-0.04537
0.69938	-0.03650
0.74936	-0.02754
0.79941	-0.01894
0.84951	-0.01113
0.89966	-0.00467
0.94984	-0.00032
1.00000	0.00000

# Condizioni di carico

Vengono qui riportate le azioni interne corrispondenti a due differenti condizioni di carico, che sono state identificate come possibili condizioni di carico dimensionanti per la struttura dell'ala. Il momento torcente (positivo a picchiare) è calcolato rispetto al longherone principale. Il taglio è perpendicolare alla corda alare e positivo se diretto dal ventre al dorso del profilo. La coordinata x va dalla mezzeria del velivolo ( $x=0$  m) all'estremità della struttura alare ( $x=4.27$  m).

## Condizione di carico 1

Taglio (depurato dallo scarico inerziale dell'ala)

x (m)	P (N)
0.595	5893.0
0.978	5360.4
1.755	4866.9
2.678	2144.0
3.378	948.0
4.270	127.3

Momento torcente (longherone principale)

x (m)	M (N m)
0.595	1256.9
0.978	1085.0
1.755	717.9
2.678	422.5
3.378	223.2
4.270	56.7

## Condizione di carico 2

Taglio (depurato dallo scarico inerziale dell'ala)

x (m)	P (N)
0.595	2975.2
0.978	2749.9
1.755	2439.7
2.678	1427.0
3.378	574.8
4.270	0.0

Momento torcente (longherone principale)

x (m)	M (N m)
0.595	2476.0
0.978	2087.9
1.755	1527.7
2.678	981.9
3.378	464.2
4.270	0.0