

POLITECNICO DI TORINO

ESAME DI STATO PER L'ABILITAZIONE ALL'ESERCIZIO DELLA PROFESSIONE DI INGEGNERE

II SESSIONE ANNO 2006 - 28 NOVEMBRE

VECCHIO ORDINAMENTO - Ramo Aerospaziale - prova scritta

TEMA n.1

Si consideri un velivolo civile del tipo "regional jet" indicato in allegato. Applicando le norme di aeronavigabilità appropriate e in riferimento al punto A del diagramma involuppo, il candidato :

- 1) Determini i diagrammi delle caratteristiche di sollecitazione, considerando il combustibile distribuito su metà apertura alare e centrato rispetto al piano di simmetria del velivolo.
- 2) Assumendo la struttura alare costituita da un cassone a sezione rettangolare in lega di alluminio, dimensioni la sezione maggiormente sollecitata e la sezione in corrispondenza del motore, determinando nei due casi, lo stato di tensione di tutti gli elementi presenti. Valuti inoltre la possibilità di irrigidire i pannelli determinando, in tale caso, il carico critico del pannello compresso e la distanza tra le centine. Determini inoltre lo spostamento verticale e la rotazione nella sezione in corrispondenza del motore.
- 3) Verifichi la stima iniziale del peso dell'ala (assumere come peso strutturale dell'ala 80% del suo peso totale) indicando gli aggiornamenti necessari al dimensionamento.
- 4) Verifichi la sezione maggiormente sollecitata del cassone definito al punto 2 nel caso di esaurimento di tutto il carburante.
- 5) Proponga uno schema di giunzione ala-fusoliera e ne effettui il dimensionamento di massima.
- 6) Introduca il problema del flutter indicando i parametri strutturali significativi e le indicazioni normative specifiche. Indichi inoltre una procedura semplificata per il calcolo.
- 7) Discuta gli effetti della presenza di una fessura nel pannello ventrale in prossimità della giunzione ala-fusoliera, orientata perpendicolarmente all'apertura alare, introducendo i criteri di progetto e le implicazioni normative.
- 8) Effettui una stima di massima della vita residua del pannello ventrale in lega leggera, quando la larghezza della fessura definita al punto 7) sia di 20mm e il ciclo di carico abbia tensione media ed ampiezza rispettivamente del 30% e del 10% del carico massimo applicabile in servizio.

(velocità di propagazione di cricca pari a: $\frac{da}{dN} = (8.47e^{-11})(\Delta K)^{4.2} [m/ciclo]$; $K_{IC} = 35 [MPa\sqrt{m}]$)

Assuma inoltre valori ragionevoli per le grandezze non indicate in allegato.

ALLEGATO

DATI velivolo (standard):

apertura alare: 20.98 m
allungamento alare: 11.0
superficie alare: 40.0 m²
superficie alettoni: 2.42 m²
corda di radice: 2.48 m
corda di estremità: 1.43 m
lunghezza totale: 21.23 m
lunghezza fusoliera: 20.92 m
altezza: 7.05 m
Fin: 11.00m²
Rudder : 3.92 m²
Tailplane: 9.03 m²
Elevators: 3.08m²
peso a vuoto: 9420 kg
peso massimo zero-fuel: 12610 kg
peso massimo al decollo: 15200 kg
peso massimo all'atterraggio: 14390 kg
carico pagante: 3260 kg
Peso di combustibile: 2590 kg
V massima di crociera a 7620 m : 741 km/h
tangenza operativa: 10670 m

spessore relativo profilo: 17%

C_{D0} in volo: 0.012
C_{D0} al decollo : 0.038

CDO in atterraggio: 0.14

coefficiente di portanza massimo: 1.48

coefficiente angolare di portanza : 4.85

coefficiente di portanza al decollo: 2.47

coefficiente di portanza all'atterraggio: 2.09

coeff. di momento focale : -0.034

fattore di Ostwald: 0.9

DATI MOTORE

Tipo : Pratt & Whitney Canada PW 306/9

Peso : 490 kg

baricentro: 0.85 m davanti al bordo di attacco

alare ribassato di 0.87 m, e posizionato a 4.3 m dal piano di simmetria del velivolo.

Spinta massima disponibile: 26.9 kN

CASSONE ALARE

Forma esterna rettangolare con altezza pari a non meno di 0.75 lo spessore medio del profilo e larghezza pari a non meno di 0,65 la corda media geometrica dell'ala. Longherone anteriore posizionato a 1/5 della corda media geometrica dell'ala.

Spessore del pannello inizialmente pari a 1 mm; spessore dell'anima del longherone inizialmente pari a 2mm.

PESO ALARE:

$$W_{wing} = 0.0071 * W_{zero-fuel} * \left(\frac{b}{\cos(\Lambda_{1/2})} \right)^{0.75} \left[1 + \left(\frac{1.905 \cos(\Lambda_{1/2})}{b} \right)^{0.5} \right] (n_{ult})^{0.55} \left[\frac{b/t_R \cos(\Lambda_{1/2})}{W_{zero-fuel}/S} \right]^{0.3}$$

W_{wing} = peso dell'ala in kg

$W_{zero-fuel}$ = peso massimo zero-fuel in kg

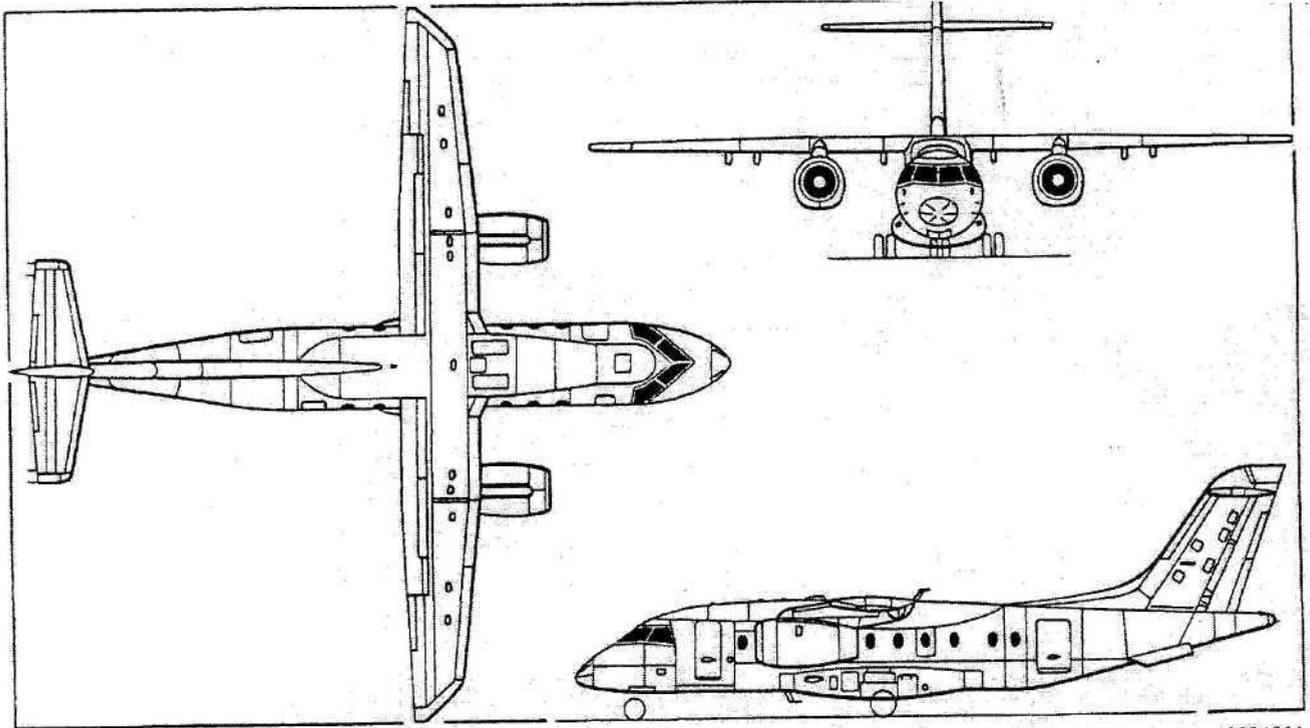
b = apertura alare in m

n_{ult} = fattore di carico ultimo

S = superficie alare in m

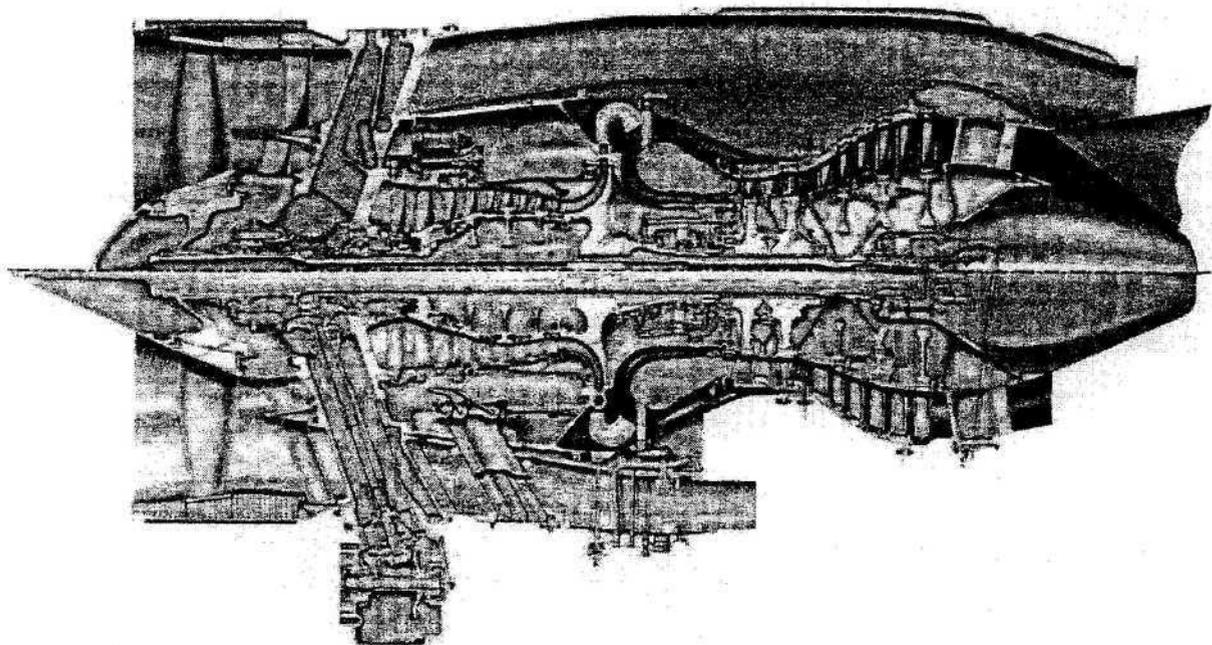
$\Lambda_{1/2}$ = angolo di freccia misurato al 50% della semi-apertura

t_R = spessore massimo di radice dell'ala in m



AvCraft Dornier 328Jet (*James Goulding*)

0084564



Longitudinal section through PW305 (lower half) and PW306 (upper half)

1996