

POLITECNICO DI TORINO

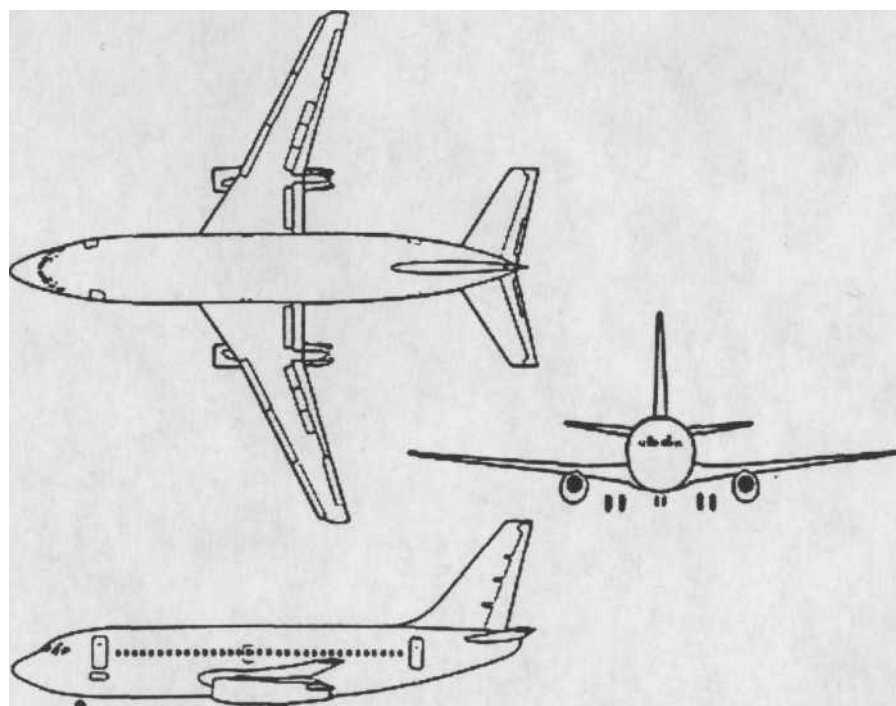
Esame di Stato per l'Abilitazione all'Esercizio della Professione di Ingegnere

Sessione II - Anno 2004
Ramo AERONAUTICO Tema n. 1

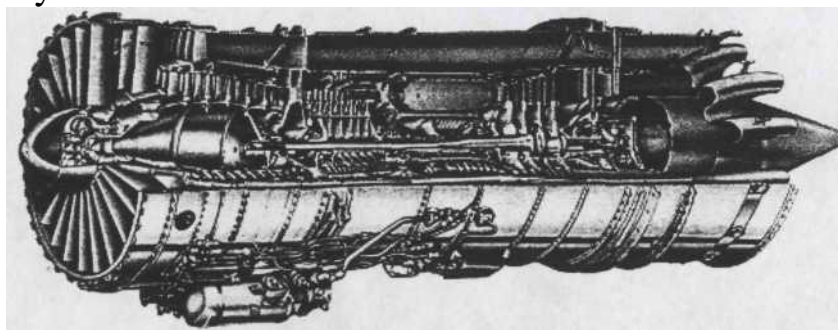
Si consideri un velivolo turbogetto **B737-200** di cui si forniscono in Allegato A le caratteristiche del velivolo ed il trittico. Applicando le Norme di Aeronavigabilità appropriate per il tipo di velivolo, e per il punto A o D del diagramma involuppo, il Candidato:

- 1) Discuta le Filosofie e le Metodologie di progetto SAFE LIFE, FAIL SAFE e DAMAGE TOLERANT; discuta le problematiche relative alla vita a fatica delle strutture del velivolo.
- 2) Determini gli sforzi di Taglio, Momento flettente e Momento torcente lungo l'apertura alare; si ipotizzi il peso del combustibile distribuito su metà apertura alare.
- 3) Ipotizzando una opportuna legge di variazione delle caratteristiche geometriche dell'ala, calcoli la deflessione massima e l'angolo di torsione massimo della sezione d'estremità.
- 4) Assumendo per la generica sezione alare (il cui profilo ha uno spessore massimo pari al 11.6% della corda) una struttura a 2 longheroni e pannelli irrigiditi in lega di alluminio, effettui il dimensionamento della struttura alare calcolando, in prossimità della sezione d'incastro, lo stato di sollecitazione nei longheroni, nei correnti e nei pannelli.
- 5) Indichi il margine di sicurezza alla rottura statica ed ai limiti di stabilità elastica.
- 6) Discuta le problematiche relative ad un ipotetico attacco tra pianetto centrale e parte esterna del cassone alare.
- 7) Discuta, almeno qualitativamente, le problematiche relative ad una apertura rettangolare di 300mm x 500mm presente sul pannello dorsale.
- 8) Determini il numero di cicli a fatica necessari affinché una fessura iniziale di 5 mm si propaghi fino al valore di 50mm (si considerino per il materiale e ciclo di fatica, appropriati dati di cui si è in possesso).

ALLEGATO A



Pratt & Whitney JT8D-17A



Take-off thrust 16000lb
Length: 123.5in

By-pass ratio: 0.96
Weight: 3600 lb

CARATTERISTICHE PRINCIPALI

<p>Passenger capacity: 107 Passengers Range: 2414 Km Cruising Altitude: 10668 m Cruising Speed: 760 Km/h Fuel capacity: 19 544 Litri Lunghezza totale: 30.53m Lunghezza cabina: 28.2m</p>	<p>Wing Apertura alare: 28.35 m CMAC: 3.88m Superficie alare: 92.97m² Allungamento alare: 8.6 Taper Ratio(X): 0.196 Average (t/c) % : 11.6</p> $c_{mac} = \frac{2}{3} c_{root} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$
<p>Horizontal Tail: Area (m²): 24.20 Span(m): 10.80 Aspect Ratio: 4.82 Taper Ratio: 0.380 1/4 Chord Sweep (°): 30.00 Tail Arm (m): 14.30 Sh/S: 0.260</p>	<p>Vertical Tail: Area (m²): 19.50 Height (m): 4.35 Aspect Ratio: 0.97 Taper Ratio: 0.780 1/4 Chord Sweep (°): 45.00 Tail Arm (m): 12.80 Sv/S: 0.210</p>
<p>Mass (Weight) (kg): Max. take-off: 51710 Max. Landing: 46266 Zero-fuel: 43545 Max. payload: 12220 Max. fuel payload: 8921 Design payload : 10070 Design fuel load: 9965 Operational empty: 31675</p> <p>Nacelle: Length (m): 6.00 Max. width (m): 1.60 Spanwise location: 0.44</p>	<p>Aerodynamic Wing Root BAC 449/450/451 Wing Tip BAC 442 In assenza di dati sui profili si suppongano le seguenti caratteristiche aerodinamiche: 1/4 Chord Sweep (°): 24.5 Coefficiente di resistenza minimo in volo: 0.017 Coefficiente di resistenza minimo al decollo: 0.037 Coefficiente di resistenza minimo atterraggio: 0.110 Coefficiente di portanza massimo: 1.42 Al decollo: 2.48 All'atterraggio: 2.12 Fattore di Oswald: 0.9 Coeff momento focale: -0.023</p>