

# POLITECNICO DI TORINO

## ESAMI DI STATO PER L'ABILITAZIONE ALLA PROFESSIONE DI INGEGNERE I SESSIONE - ANNO 1999

Ramo AERONAUTICO

TEMA N.1

Si consideri un bireattore A300-600 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 i punti A e D del diagramma involuppo, il Candidato:

- 1) 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.
- 2) Assumendo per la generica sezione alare (il cui profilo ha uno spessore massimo pari al 17% 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.
- 3) Indichi il margine di sicurezza alla rottura statica ed ai limiti di stabilità elastica.
- 4) 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.
- 5) Discuta le problematiche relative alla vita a fatica della struttura alare e si determini il numero di cicli a fatica necessari affinché una fessura iniziale di 10 mm si propaghi fino al valore di 100 mm; si considerino per il materiale e per il ciclo di fatica appropriati dati di cui si è in possesso.
- 6) Determini, alla distribuzione massima di pressione sul pannello dorsale, la deflessione del pannello irrigidito compreso fra due longheroni e due centine.
- 7) Effettui il dimensionamento e calcoli lo stato di sollecitazione delle centine.
- 8) Discuta, almeno qualitativamente, le problematiche relative ad una apertura rettangolare di 300mm x 500mm presente sul pannello dorsale.

Allegato A

AIRBUS A300-600

Dimensioni

Apertura alare  $b=44.84$  m  
 Lunghezza totale  $L=50.08$  m  
 Altezza massima a terra  $h_0=16.62$  m  
 Altezza massima in volo  $h=15.36$  m  
 Raggi d'inerzia in volo  $\left\{ \begin{array}{l} \rho_{xx}=6.7 \text{ m} \\ \rho_{yy}=8.8 \text{ m} \\ \rho_{zz}=10.4 \text{ m} \end{array} \right.$   
 (carr. retr.)  
 Raggi d'inerzia al suolo  $\left\{ \begin{array}{l} \rho_{xx}=6.8 \text{ m} \\ \rho_{yy}=8.9 \text{ m} \\ \rho_{zz}=10.4 \text{ m} \end{array} \right.$   
 (carr. abb.)  
 Ascissa baric. su corda m.  $x_G/c=0.30$   
 Distanza baric. fuoco imp. vert.  $av=26$  m  
 Distanza baric. fuoco impenn. orizzontale  $a=25.12$  m  
 Angolo di seduta  $\phi=12.2^\circ$

Ala

Superficie alare  $S=260$  m<sup>2</sup>  
 Apertura alare  $b=44.84$  m  
 Allungamento alare  $\lambda=7.73$   
 Galettamento ala-fusoliera (risp. assi portanza nulla)  $\alpha_0=5^\circ$

Alcettoni

Superficie (cad.)  $S_a=7.06$  m<sup>2</sup>  
 Estensione in corda  $c_a/c_0=0.18$

Impennaggio orizzontale

Apertura  $b_c=16.26$  m  
 Superficie totale  $S_c=64$  m<sup>2</sup>  
 Superficie equil.  $S_{c_e}=19.6$  m<sup>2</sup>  
 Estensione in corda  $c_e/c_c=0.32$   
 Diedro longit.  $\Delta=6^\circ$

Impennaggio verticale

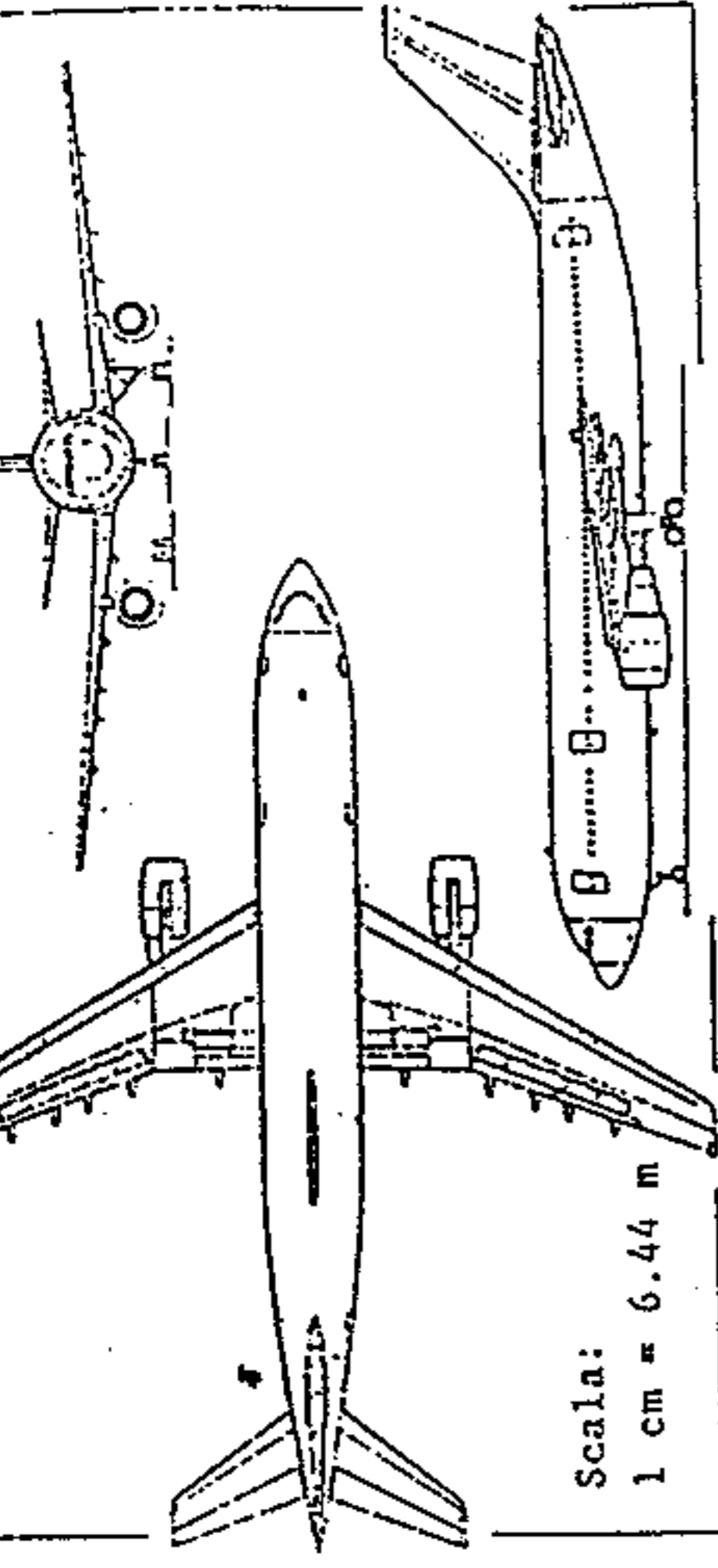
Superficie totale  $S_v=45.2$  m<sup>2</sup>  
 Allungamento geom.  $\lambda_v=1.3$   
 Superficie timone  $S_t=13.57$  m<sup>2</sup>  
 Estensione in corda  $c_t/c_v=0.33$   
 Parametro funz. di  $(S_t/S_v)$   $K=0.37$

Fusoliera

Lunghezza  $L_f=53.3$  m  
 Volume totale  $D=1000$  m<sup>3</sup>  
 Diametro massimo  $\phi_f=5.64$  m  
 Coeff. angolare di devianza (rif. a  $D^2/3$ )  $C'_y=1.12$   
 Parametro funz. di  $(L_f/\phi_f)$   $(1-\zeta)=0.95$

Caratteristiche aerodinamiche

Coeff. di resistenza min. in volo  $(Ma \leq 0.75)$   $C_{RO}=0.017$   
 con freni aer. aperti  $C_{RF}=0.084$   
 al decollo  $C_{RD}=0.037$   
 all'atterram.  $C_{RA}=0.110$



Scala:  
1 cm = 6.44 m

Aumento del CRO in regime trans. ( $.75 < Ma < .95$ )

$\Delta CRO = 0.2 (Ma - 0.75)^2$   
 Coeff. di port. massima senza ipersost.  $C_{pm}=1.36$   
 al decollo  $C_{pd}=2.32$   
 all'atterram.  $C_{pa}=2.00$   
 Coeff. di port. di roll. al dec.  $C_{pr}=1.44$   
 Fattore di Ostwald  $c=0.90$   
 Coeff. di momento focale dell'ala in volo  $C_{MO}=-0.023$  ( $Ma \leq 0.75$ )

Pesi

Peso a vuoto oper.  $Q_{vo}=89$  Tn  
 Peso mass. al dec.  $Q_d=165$  Tn  
 Peso mass. all'att.  $Q_a=138$  Tn  
 Carico comm. mass.  $J_m=41$  Tn  
 Carico di combust. massimo  $G_m=50.5$  Tn

Pneumatici

Pressione di gonf.  $p=14$  kg/cm<sup>2</sup>

Apparato propulsore

2 turbofan Pratt & Whitney JT9D-7R4H1 a due alberi  
 Diametro  $\phi_t=2.463$  m  
 Lunghezza  $L_t=3.371$  m  
 Peso a secco  $qt=4029$  kg  
 Dist. assi gond. motr.-piano  $y_g=8$  m  
 simm. acreo  $\beta=26.7:1$   
 Rapp. compress.  $\tau=1:4.8$   
 Rapp. di by-pass  $\tau=1:4.8$   
 Caratteristiche di impiego

Spinta statica

a quota zero  $T_{so}=25 \times 2=50$  Tn  
 N° mass. giri  $n_{so}=8000$  g/l'  
 Cons. spec. st. a quota zero  $k_{so}=0.419$   $\frac{kg}{kg}$   
 Vel. effl. ug.  $w_g=530$  m/s  
 Vel. effl. aria by-pass a vel. cr.  $v_a=290$  m/s  
 Spinta inversa  $T_i=7 \times 2=14$  Tn

Pneumatici

Diametro est.  $d=0.8$  m

2