

# POLITECNICO DI TORINO

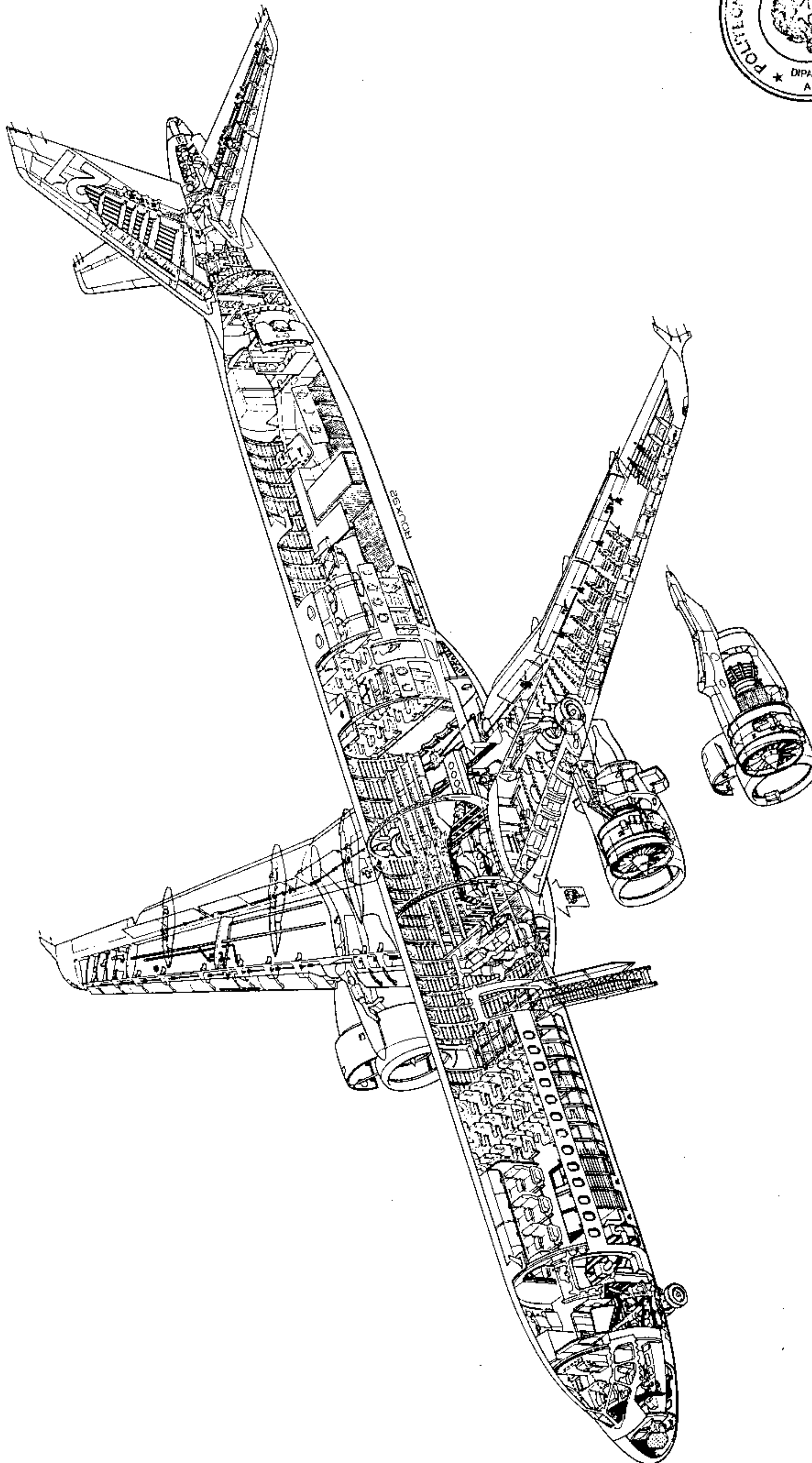
## ESAMI DI STATO PER L'ABILITAZIONE ALLA PROFESSIONE DI INGEGNERE II SESSIONE - ANNO 1999

Ramo AERONAUTICO

TEMA N.1

Si consideri un bireattore di caratteristiche simili a quelle dell'AIRBUS A321 di cui si forniscono in Allegato A i dati piú salienti del velivolo, il trittico e lo spaccato assonometrico. Applicando le Norme di Aeronavigabilità appropriate per il tipo di velivolo, e per il punto A del diagramma inviluppo, 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 15% della corda) una struttura a 2 longheroni e pannelli irrigiditi in lega di alluminio, effettui (introducendo eventualmente opportune e congruenti semplificazioni) 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 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 5 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.
- 7) Discuta le problematiche ed effettui un dimensionamento qualitativo dell'attacco del motore all'ala.
- 8) Discuta, almeno qualitativamente, le problematiche relative alla apertura rettangolare presente in fusoliera per l'ingresso passeggeri.



Airbus A321 cutaway drawing, showing the two different engines initially available. Plugs in the A321 fuselage can be identified by the additional doors fore and aft of the wing. Structure otherwise also represents the A320 and the A319. Engines on the wing are CFM56-5B1. Additional engine is IAE V2530-A5. Airstairs are optional and, where specified, fitted only at the forward door  
(Drawing by Robert Roux for Revue Aerospatiale)

Alto foto A

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  
 (carr. retr.)  
 Raggi d'inerzia al suolo  
 (carr. abb.)

Ascissa baric. su corda m.  $x_G/c=0.30$

Distanza baric. fuoco imp. vert.  $a_v=26$  m  
 Distanza baric. fuoco impenn. orizzontale  $a=25.12$  m  
 Angolo di seduta  $\phi=12.2^\circ$

Ala

Superficie alare  $S=270$  m<sup>2</sup>  
 Apertura alare  $b=44.84$  m  
 Allungamento alare  $\lambda=7.73$   
 Calettamento 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  $c_c/c_c=0.32$   
 Diedro longit.  $\Delta=6^\circ$

Impennaggio verticale

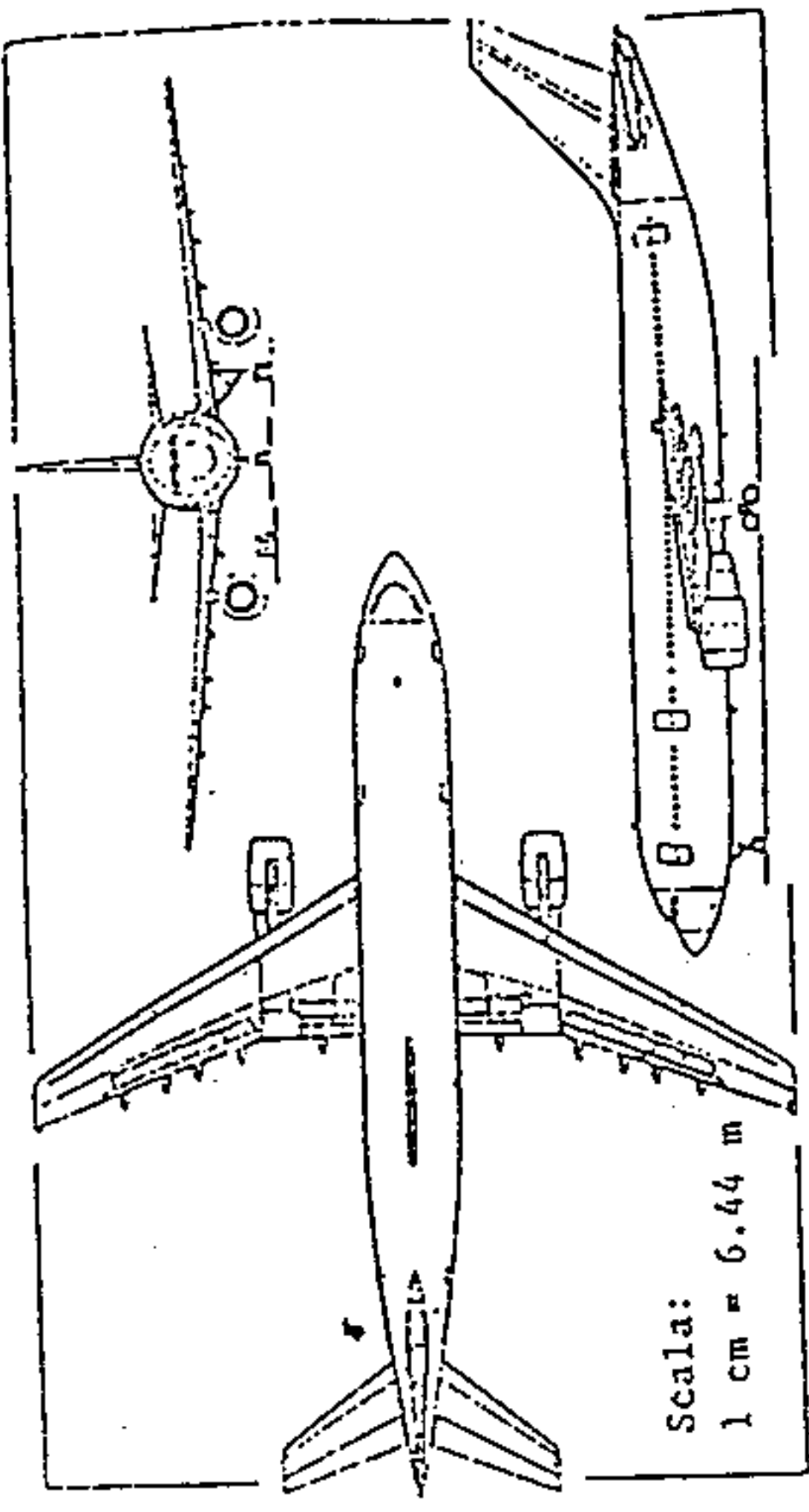
Superficie totale  $S_v=45.2$  m<sup>2</sup>  
 Allungamento geom.  $\lambda_v=1.3$   
 Superficie timone  $S_{t_e}=13.57$  m<sup>2</sup>  
 Estensione in corda  $c_t/c_v=0.33$   
 Parametro funz. di  $(S_t/S_v)$   $K=0.37$

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. ( $0.75 < Ma < 0.95$ )  
 $\Delta CRO = 0.2 (Ma - 0.75)^2$   
 Coeff. di port. massima senza ipersost.  $C_{pm}=1.42$   
 al decollo  $C_{pd}=2.48$   
 all'atterram.  $C_{pa}=2.12$   
 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.  $Q_{vo}=92$  Tn  
 Peso mass. al dec.  $Q_d=173$  Tn  
 Peso mass. all'att.  $Q_a=142$  Tn  
 Carico comm. mass.  $J_m=41$  Tn  
 Carico di combust. massimo  $G_m=$  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. aereo  $\beta=26.7:1$   
 Rapp. compress.  $\tau=1:4.8$   
 Rapp. di by-pass  
 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.  $w_a=290$  m/s  
 Spinta inversa  $T_i=7 \times 2=14$  Tn

Pneumatici

Diametro est.  $d=0.8$  m