

## POLITECNICO DI TORINO

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

Sessione I - Anno 2009

Ramo AEROSPAZIALE – Tema n. 2

Vecchio Ordinamento

La XYZ produce il velivolo da trasporto civile bimotore a getto X-300, con le seguenti caratteristiche:

### Pesi e dimensioni

peso a vuoto	42 000 kg
peso massimo al decollo (MTOW)	77 000 kg
carico pagante ( <i>payload</i> ) massimo	17 000 kg
capacità dei serbatoi	30 000 lt
superficie alare	120 m <sup>2</sup>

### Aerodinamica

polare aerodinamica (configurazione da crociera)  $C_D = C_{D0}(M) + K(M) C_L^2$

massimo coefficiente di portanza  $C_{L,max} = 1.25$

dove M è il numero di Mach (v. Fig. 1 per l'andamento di  $C_{D0}$  e  $K$  in funzione di M).

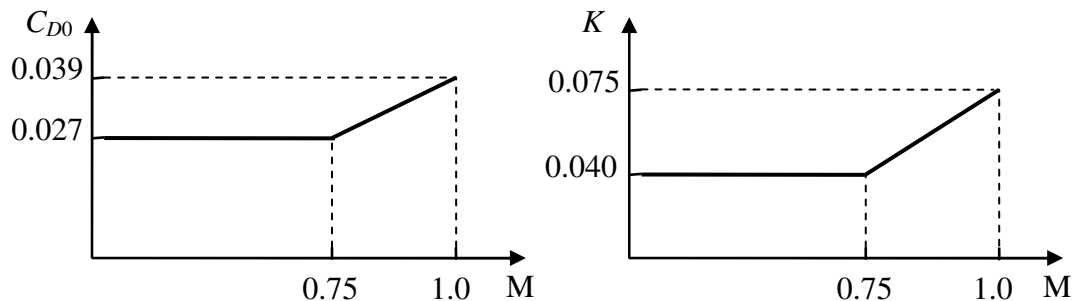


Fig. 1: coefficienti della polare aerodinamica del velivolo

Il velivolo, nella sua configurazione corrente, è equipaggiato con due motori *turbofan* TF1000 prodotti dalla ABC con le seguenti caratteristiche

### Propulsione

Spinta massima continuativa a livello del mare	95 kN (singolo motore)
Consumo specifico	0.78 lb/h/lb

La ABC ha recentemente sviluppato dei motori di nuova generazione, i TF1100, più potenti ed efficienti, con spinta massima incrementata dell'8% e consumo specifico inferiore del 10%, per cui la XYZ sta valutando i vantaggi relativi al loro eventuale impiego in una nuova versione dello stesso velivolo, conservando le altre caratteristiche della cellula.

Il candidato esegua un confronto fra le due configurazioni, determinando le prestazioni attese per le due versioni del velivolo attraverso lo sviluppo dei seguenti punti.

- 1) Assumendo un peso pari al 95% del MTOW, tracciare per punti su carta millimetrata i grafici:
  - 1.a) inviluppo di volo in volo livellato nel piano  $h - V$  (quota vs velocità di volo), ottenuto determinando le velocità massima e minima ogni 2500 m di quota, a partire dal livello del mare ( $h = 0$ ) fino alla quota di tangenza teorica;
  - 1.b) andamento del massimo rateo di salita ( $RoC = rate\ of\ climb$ ) con la quota sia in configurazione nominale che con un motore inoperativo, campionata anch'essa ogni 2500 m da  $h = 0$  fino alla quota di tangenza teorica, dove si annulla.
- 2) Determinare la quota di tangenza pratica (dove il rateo massimo di salita è pari a 100 piedi al minuto) per i due velivoli, sia in configurazione nominale che con motore inoperativo. Riportare tale dato sull'inviluppo di volo, insieme alla curva relativa al volo a  $M = 0.78$  (Mach di crociera) e  $M = 0.82$  (Mach relativo alla velocità massima operativa), onde ottenere l'inviluppo di volo operativo per le due configurazioni.
- 3) Confrontare le prestazioni in crociera in termini di *range vs payload*, considerando che la crociera avviene a 10 700 m di quota e  $M = 0.78$ , e che, indipendentemente dal profilo di missione, una frazione pari al 4% del massimo carburante imbarcabile è riservata per le operazioni di taxi negli aeroporti di partenza e arrivo e il 10% come riserva, mentre il 6% del carburante imbarcato è usato per salire alla quota di crociera.

### Indicazioni per lo sviluppo del tema

- Per la densità dell'aria,  $\rho = \rho(h)$ , e la velocità del suono,  $a = a(h)$ , in funzione della quota si assumano gli andamenti ottenuti nell'ambito del modello di atmosfera standard.
- Assumere in prima approssimazione che la spinta erogata dai motori sia indipendente dalla velocità e circa proporzionale alla densità dell'aria alla quota di volo, mentre il consumo specifico è assunto costante in tutto l'inviluppo di volo.
- Occorre tener conto della dipendenza dei coefficienti della polare aerodinamica dal numero di Mach nella determinazione della velocità massima e delle prestazioni in crociera. Questo richiede una soluzione approssimata dell'equazione per determinare  $V_{max}$ . Nella valutazione del rateo massimo di salita e della velocità minima si può invece trascurare di solito la dipendenza di  $C_{D0}$  e  $K$  da  $M$ , in quanto tali condizioni si verificano, tipicamente, in campo subsonico. Solo alle quote più elevate può essere necessaria una verifica e una correzione del dato ottenuto dalla polare subsonica.
- Il peso specifico del kerosene è pari a 0.79 kg/lit.
- Fattore di conversione: 1 ft = 0.3048 m.