

## POLITECNICO DI TORINO

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

Sessione I - Anno 2009

Ramo AEROSPAZIALE – Tema n. 2

Nuovo Ordinamento – Prova Pratica

La XYZ produce il velivolo da trasporto civile bimotore a getto X-300, equipaggiato con due motori *turbofan* TF-1000 prodotti dalla ABC.

Il velivolo possiede 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  $M$ ).

### Propulsione

|  |                        |
|--|------------------------|
| Spinta massima continuativa a livello del mare | 95 kN (singolo motore) |
| Consumo specifico                              | 0.75 lb/h/lb           |

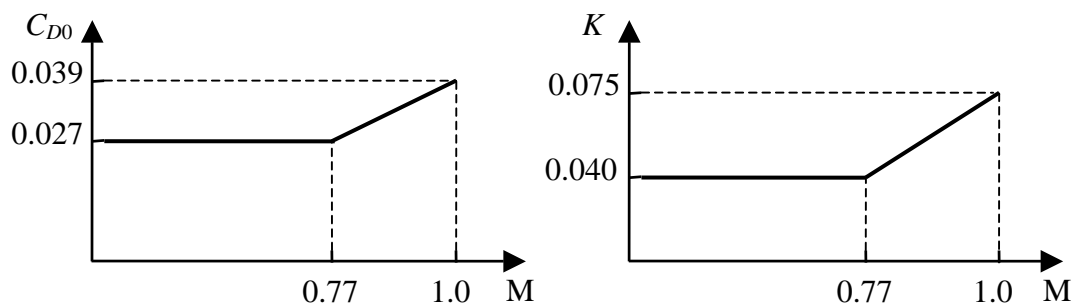


Fig. 1: coefficienti della polare aerodinamica del velivolo

Ai fini di valutare quali miglioramenti tecnologici abbiano un impatto maggiore sulla gestione operativa del velivolo e sulla frazione di *direct operating cost* (DOC) relativo al solo costo del carburante (e dunque valutabile come proporzionale al carburante necessario per chilo di *payload* trasportato per chilometro), viene richiesto di analizzare i tre scenari seguenti:

- 1) miglioramento delle prestazioni aerodinamiche con riduzione del  $C_{D0}$  del 2% in tutti i regimi di volo;
- 2) miglioramento delle prestazioni propulsive con riduzione del 5% del consumo specifico;
- 3) impiego di materiali più leggeri per alcuni elementi strutturali secondari con riduzione del peso a vuoto dell'1,5%.

L'analisi deve essere effettuata tracciando, su carta millimetrata, il grafico *range vs payload* per i valori nominali di tutti i dati, assumendo che la crociera avvenga a 10 700 m di quota e a Mach costante, in condizioni il più possibile prossime a quelle di *best range*. La frazione di DOC relativa al carburante totale consumato va poi determinata minimizzando il suo valore lungo la curva *range vs payload* risultante.

L'analisi va ripetuta considerando (una alla volta) le 3 modifiche proposte, valutando quale risulti più incisiva tanto in termini di versatilità operativa del mezzo (estensione del grafico *range vs payload*) quanto in termini di frazione di DOC relativa al carburante (valutata in termini di riduzione del valore di riferimento del carburante impiegato per chilo di *payload* per chilometro).

### **Indicazioni per lo sviluppo del tema**

- Si assuma che, indipendentemente dal profilo di missione, una frazione pari al 4% del massimo carburante imbarcabile è riservata per le operazioni di *taxing* 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.
- 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'involucro di volo.
- Per una crociera a quota e Mach (ovvero velocità) costanti, il coefficiente di portanza deve variare per mantenere la condizione di volo livellato. Scegliere pertanto il Mach di volo in modo opportuno, tenendo conto della dipendenza dei coefficienti della polare aerodinamica dal numero di Mach (e.g. prendere un peso di riferimento e calcolare le condizioni di *best range* in volo livellato includendo gli effetti del Mach sulla polare).
- Il peso specifico del kerosene è pari a 0.79 kg/lit.
- Fattore di conversione: 1 ft = 0.3048 m.