

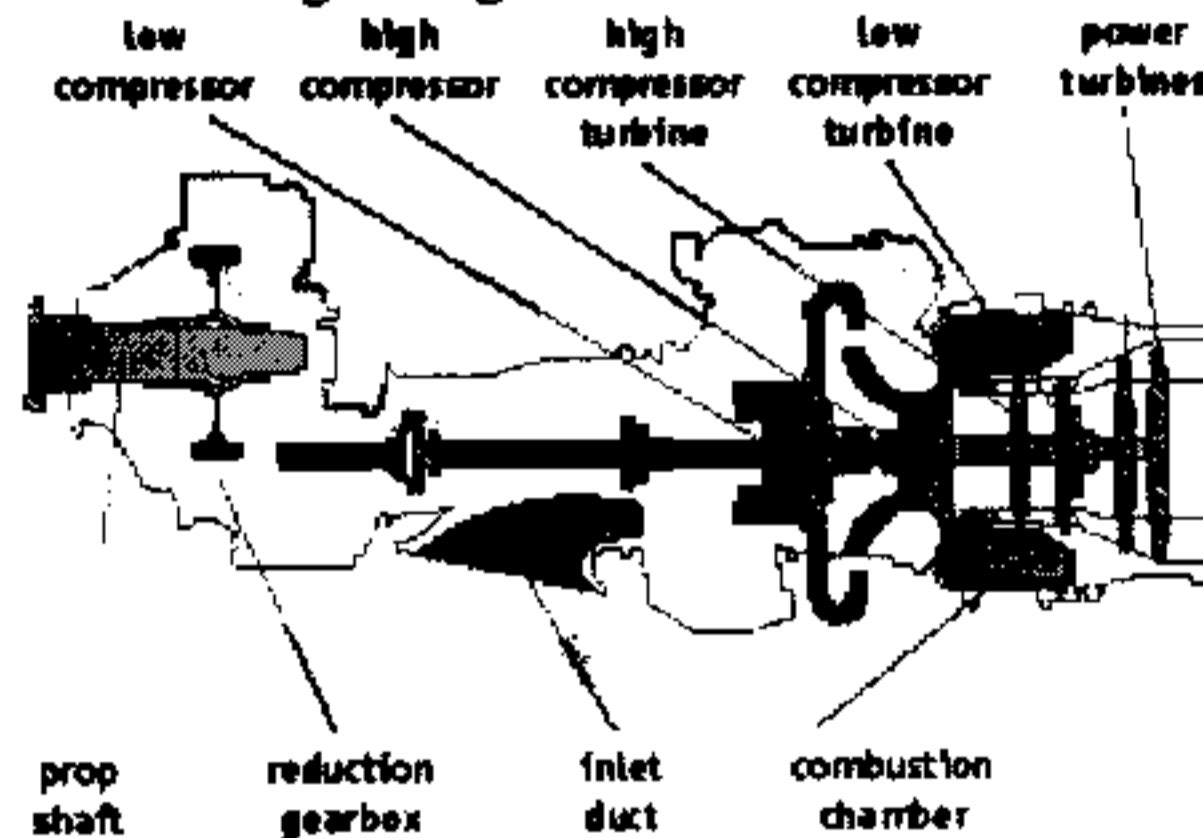
POLITECNICO DI TORINO

ESAME DI STATO PER L'ABILITAZIONE ALL'ESERCIZIO DELLA PROFESSIONE DI INGEGNERE

II SESSIONE ANNO 2002 – 26 Novembre 2002

Ramo: AERONAUTICA – Compito 1

Un velivolo da trasporto Embraer EMB-120, prevede l'utilizzo di due motori turboelica Pratt&Wittney PW118B il cui schema è riportato nella figura seguente:



Specifiche del velivolo:

Peso: $W=116740$ N, superficie alare: $S = 39.4$ m^2 , coefficiente di portanza massimo al decollo: $C_{L_{max,TO}} = 1.4$

Il candidato, scelti opportuni valori di progetto del rapporto di compressione, della temperatura massima del ciclo e dei vari rendimenti termici e meccanici, valuti:

A punto fisso, quota zero, il ciclo termodinamico di tale propulsore, la spinta generata dal getto ed il consumo specifico EBSFC, tenendo presente che la potenza massima sviluppata all'asse dell'elica di ogni singolo propulsore è pari a 1342 Kw (1800CV).

Scelto un opportuno rendimento dell'elica si calcoli in maniera approssimata lo spazio, il tempo e il consumo totale di combustibile necessario al decollo, tenendo presente che in prima approssimazione lo spazio di decollo può essere calcolato come:

$$d = \frac{V_{LO}^3}{3g(P_p/W)}$$

dove P_p è la potenza disponibile, V_{LO} è la velocità lift-off (secondo le norme FAR 25 part 107).

Infine, tenendo presente che il massimo numero di giri della turbina di bassa pressione è 27700 rpm e che il rapporto di trasmissione del riduttore (turbina/albero dell'elica) è di 21.3:1, dimensioni l'albero dell'elica a torsione secondo le norme FAR 25 part 361 (il cui estratto è riportato come allegato), discutendone implicazioni e significato nei riguardi della sicurezza e dell'affidabilità.

Allegato no. 1

Subpart C--Structure

Sec. 25.361 Engine torque.

(a) Each engine mount and its supporting structure must be designed for the effects of--

(1) A limit engine torque corresponding to takeoff power and propeller speed acting simultaneously with 75 percent of the limit loads from flight condition A of Sec. 25.333(b);

(2) A limit torque corresponding to the maximum continuous power and propeller speed, acting simultaneously with the limit loads from flight condition A of Sec. 25.333(b); and

(3) For turbopropeller installations, in addition to the conditions specified in paragraphs (a)(1) and (2) of this section, a limit engine torque corresponding to takeoff power and propeller speed, multiplied by a factor accounting for propeller control system malfunction, including quick feathering, acting simultaneously with 1g level flight loads. In the absence of a rational analysis, a factor of 1.6 must be used.

(b) For turbine engine installations, the engine mounts and supporting structure must be designed to withstand each of the following:

(1) A limit engine torque load imposed by sudden engine stoppage due to malfunction or structural failure (such as compressor jamming).

(2) A limit engine torque load imposed by the maximum acceleration of the engine.

(c) The limit engine torque to be considered under paragraph (a) of this section must be obtained by multiplying mean torque for the specified power and speed by a factor of--

(1) 1.25 for turbopropeller installations;

(2) 1.33 for reciprocating engines with five or more cylinders; or

(3) Two, three, or four, for engines with four, three, or two cylinders, respectively.