

**POLITECNICO DI TORINO
ESAMI DI STATO PER L'ABILITAZIONE ALLA PROFESSIONE
DI INGEGNERE INDUSTRIALE**

I Sessione 2012 - Sezione A

Settore industriale

Classe 25/S – Ingegneria Aerospaziale

Prova pratica del 20 luglio 2012

Il candidato esegua il dimensionamento di massima di un motore turbofan per impiego su un velivolo da trasporto passeggeri bimotore. Si determini la spinta che ciascun motore deve fornire in crociera ad una quota di 10000 m ($T=223.25$ K, $p=26500$ Pa) e numero di Mach 0.8 assumendo un peso del velivolo di 70000 kg (Boeing 737-700) ed un'efficienza aerodinamica pari a 17.

Scegliendo opportuni valori per i parametri di progetto (rapporto di bypass, rapporto di compressione del fan e del compressore, temperatura massima del ciclo), e giustificando le assunzioni ed ipotesi semplificative necessarie allo svolgimento dei calcoli, si determinino la portata necessaria a produrre la spinta richiesta e le dimensioni principali del singolo motore (area del fan e degli ugelli). Si stimino inoltre il consumo specifico della spinta e l'autonomia del velivolo, assumendo una frazione di combustibile pari al 25% del peso al decollo.

Si confrontino infine questi risultati con quelli di un motore a turbogetto semplice con analoghe caratteristiche (rapporto di compressione del compressore e temperatura massima del ciclo) e stesso valore di spinta.

POLITECNICO DI TORINO
ESAMI DI STATO PER L'ABILITAZIONE ALLA PROFESSIONE DI INGEGNERE INDUSTRIALE

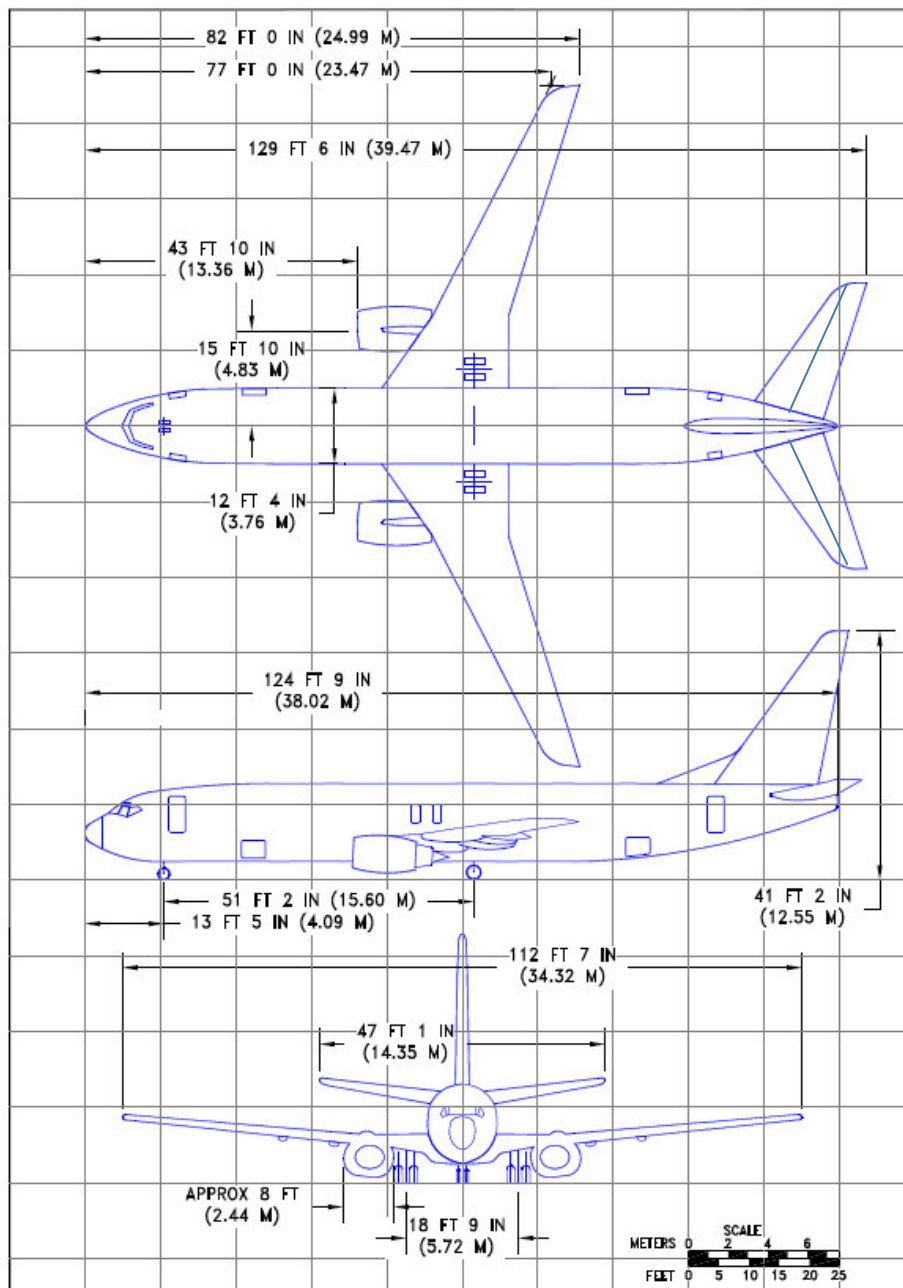
I Sessione 2012 - Sezione A
Settore industriale

Classe 25/S – Ingegneria Aerospaziale
Prova pratica del 20 luglio 2012

L'equilibratore di un velivolo di categoria equivalente a quella del B-737 è azionato per via oleodinamica. Assumendo in modo ragionevole tutti i dati necessari mancanti, è richiesto di:

1. Tracciare lo schema generale del sistema idraulico che alimenta, insieme alle diverse utenze, l'equilibratore.
2. Impostare l'equazione della dinamica della suddetta superficie mobile.
3. Effettuare il dimensionamento preliminare dell'attuatore, dopo avere ipotizzato uno schema di installazione nella struttura del velivolo.

Dati aeromobile
MODEL 737-800



Family	NG's			
Series	600	700	800	900
Powerplant:				
Model	CFM56-7	CFM56-7	CFM56-7	CFM56-7
Type	7B18	7B20	7B24	7B26
Static Thrust (kN)	82.0	89.0	107.0	117.3
Static Thrust (Lb)	18,500	20,600	24,200	26,300
Bypass Ratio	5.5	5.4	5.3	5.1
EGT Margin (C)	145	148	125	85
Fan tip diameter (in)	61	61	61	61
Max Nacelle Width (m)	2.06	2.06	2.06	2.06
Dimensions:				
Fuselage:				
Aircraft length (m)	31.20	33.60	39.50	42.10
Fuselage length (m)	29.88	32.18	38.08	40.68
Height (m)	4.01	4.01	4.01	4.01
Width (m)	3.76	3.76	3.76	3.76
Cabin width (m)	3.53	3.53	3.53	3.53
Finess Ratio	8.01	8.63	10.21	10.91
Wing:				
Span (m)	34.32	34.32	34.32	34.32
Gross Area (m ²)	124.58	124.58	124.58	124.58
Aspect Ratio	9.45	9.45	9.45	9.45
Taper Ratio	0.159	0.159	0.159	0.159
Root Chord (m)	7.88	7.88	7.88	7.88
Tip Chord (m)	1.25	1.25	1.25	1.25
M.A.C.(m)	3.96	3.96	3.96	3.96
Dihedral (°)	6	6	6	6
¼ Chord Sweep (°)	25.02	25.02	25.02	25.02
Wing High Lift Devices:				
Flap Span/Wing Span	0.599	0.599	0.599	0.599
Flap Area/Wing Area	0.300	0.300	0.300	0.300
Fin:				
Aircraft Height (m)	12.6	12.6	12.6	12.6
Fin Height (m)	7.16	7.16	7.16	7.16
Fin Area (m ²)	26.44	26.44	26.44	26.44
Rudder Area (m ²)	5.22	5.22	5.22	5.22
Aspect Ratio	1.91	1.91	1.91	1.91
Taper Ratio	0.271	0.271	0.271	0.271
¼ Chord Sweep (°)	35	35	35	35
Horiz Stabilizer:				
Span (m)	14.35	14.35	14.35	14.35
Tailplane Area (m ²)	32.78	32.78	32.78	32.78
Elevators Area (m ²)	6.55	6.55	6.55	6.55
Aspect Ratio	6.16	6.16	6.16	6.16
Taper Ratio	0.203	0.203	0.203	0.203
Dihedral (°)	7	7	7	7
¼ Chord Sweep (°)	30	30	30	30

Undercarriage:				
Track (m)	5.76	5.76	5.76	5.76
Wheelbase (m)		12.60	15.60	
Turning radius (m)		19.50		
No. of Nose Wheels	2	2	2	2
Nose Wheel Diameter (Inches)	27	27	27	27
Nose Wheel Tread Width (Inches)	7.75	7.75	7.75	7.75
Nose Tyre Pressure (psi)	146-208	142-208	123-208	?-208
No. of Main Wheels	4	4	4	4
Main Wheel Diameter (Inches)	43.5 or 44.5	43.5 or 44.5	44.5	44.5
Main Wheel Tread Width (Inches)	14.5	14.5	14.5	14.5
Main Tyre Pressure (psi)	117-205	117-205	120-205	?-205
Operational Items:				
Accommodation:				
Max certified seating	149	149	189	189
Typical seating	145	145	180	180
No. abreast	6	6	6	6
Cabin Width	3.53	3.53	3.53	3.53
Hold volume (m³)	23.30	30.20	47.10	52.40
Volume per Passenger	0.18	0.20	0.25	0.28
Std Weights (kg):				
Max. ramp	65317	70307	79229	79229
Max. take-off	65090	70080	79002	79002
Max. landing	54657	58604	66349	66349
Max. zero-fuel	51709	55202	62721	63628
IGW Weights:				
Max. ramp	66224	77791	79229	85366
Max. take-off	65997	77564	79002	85139
Max. landing	54657	60781	66349	71350
Max. zero-fuel	51709	57153	62721	67721
Fuel capacity (ltrs)	26025	26025	26025	26025
Fuel capacity (kg)	21000	21000	21000	21000
Typical DOW	36440	37585	41480	42460
Design payload	12540	14155	17955	17955
Max payload	14380	16505	20540	20240
Weight Ratios:				
Ops Empty/Max T/O	0.560	0.542	0.530	0.537
Payload/Max T/O	0.193	0.204	0.230	0.227
Max Fuel/Max T/O	0.320	0.300	0.266	0.264
Fuel (litres):				
Standard	26035	26035	26035	26035
Optional		37712 (BBJ)	37712 (BBJ2)	
Performance:				
Loadings:				
Thrust Loading (kg/kN)	396.89	389.89	365.51	336.79
Wing Loading (kg/m²)	522.39	556.98	627.77	634.11
Thrust/Weight Ratio	0.2568	0.2615	0.2789	0.3027
Take-off (m):				
ISA +20°C s.l.	1878	2042	2652	
Landing (m):				
ISA s.l.	1340	1415	1634	1704

Speeds (kt/Mach):				
Vmo/Mmo	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82
CLmax (T/O @ MTOW)	2	2	2	2
CLmax (Land @ MLW)	2.8	2.8	2.8	2.8
Long range cruise:				
IAS / Mach	230/0.785	230/0.785	230/0.785	230/0.785
TAS (kt)	450	450	450	450
Ceiling (ft)	41000	41000	41000	41000
L.R. Fuel flow (kg/h)	1932	2070	2187	<2300
Range with max payload (nm)	4500	4400	4000	3200

V-n Diagram

