

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI NAPOLI
FEDERICO II
Corso di Laurea in Ingegneria Aeronautica

PROGETTO GENERALE VELIVOLI

QUESITI PRELIMINARI

QUESITI PRELIMINARI DI PROGETTO VELIVOLI

PARTE I

o) *Seguere! Chi è entusi?*

- 1) Nel caso si debba aumentare del 10 % la superficie alare di un velivolo propulso ad elica quale variazione percentuale dell'apertura alare si deve apportare per mantenere inalterata la velocità ascensionale massima? Tale variazione dipende dalla quota?
- 2) In quale ordine di importanza le grandezze peso, potenza, apertura alare, area parassita di un velivolo propulso ad elica determinano variazioni della velocità ascensionale massima? Applicare la stessa domanda alle grandezze $W/\Pi a_0$, $W/b e^2$, W/f
- * 3) In quale ordine di importanza i due gruppi di grandezze, di cui al quesito (2), determinano variazioni della quota di tangenza di un velivolo propulso ad elica? E quali sono i rispettivi pesi?
- * 4) La potenza minima di un velivolo da quali grandezze è determinata ed in quale ordine di importanza? E quali ne sono i pesi?
- 5) La velocità di massima efficienza di un velivolo da quali grandezze è determinata, in quale ordine di importanza e/o con quali pesi?
- 6) L'efficienza massima di un velivolo da quali grandezze è determinata, in quale ordine di importanza e/o con quali pesi?
- 7) La potenza minima e la relativa velocità di un velivolo ad una data quota sono rispettivamente 100 cavalli e 100 Km/h. Quali sono i valori della potenza e della velocità di efficienza massima dello stesso velivolo alla stessa quota?
- 8) Il coefficiente di portanza di efficienza massima di un velivolo è 0.7. Qual'è il coefficiente di portanza relativo all'assetto di minima potenza dello stesso velivolo?
- 9) Da quali grandezze, in quale ordine di importanza e/o con quali pesi è determinata la velocità ascensionale massima di un velivolo propulso a getto (trascurando gli effetti della compressibilità)?
- * * 10) La quota di tangenza di un turbogetto da quali grandezze è determinata, in quale ordine di importanza e/o con quali pesi?

- 11) Se dopo prove di volo il requisito di specifica di progetto relativo alla quota di tangenza non è pienamente soddisfatto (mancano poche unità percentuali) quali interventi si possono effettuare sul velivolo per soddisfare il requisito ? Si può assumere il velivolo ad elica o quello a getto , ovvero entrambi .
- 12) Una motoelica da 10 tonnellate di peso quanto combustibile consuma approssimativamente per ogni Km di percorso in volo di crociera ?
- X 13) Da quali grandezze dipende il fattore di autonomia di distanza di un velivolo ad elica e di uno a getto , e la stessa autonomia in quale ordine e importanza e/o con quali pesi ? Si può trascurare la compressibilità .
- 14) Quali sono gli assetti di volo per la motoelica e per il turbogetto che consentono di ottenere le autonomie di distanza e di permanenza in volo (trascurando la compressibilità) ?
- X 15) Quale influenza ha la quota sull'autonomia di distanza di un velivolo propulso ad elica ? E su uno propulso a getto ?
- 16) Perché l'ultima goccia di combustibile è sempre la " migliore " ai fini della autonomia ?
- 17) Chi è " C_{D0} " ?
- 18) Da quali grandezze ed in che modo dipende la distanza di decollo ?
- 19) Da quali grandezze ed in che modo dipende la distanza di atterraggio
- 20) Perché l'angolo di deflessione degli ipersostentatori in decollo è notevolmente minore di quello relativo all'atterraggio ?

PARTE II

- X 1) Descrivere l'andamento qualitativo , anche con valori numerici indicativi , della derivata dell'angolo di downwash all'impennaggio orizzontale rispetto all'angolo d'attacco del velivolo in funzione dello stesso angolo d'attacco , per configurazione di velivoli ad ala alta e bassa rispetto all'impennaggio stesso .

- 2) Al coefficiente di portanza massimo può essere attribuito il ruolo di "mediatore" nel conflitto tra le prestazioni di decollo e atterraggio e quello di crociera. Illustrare tale affermazione.
- 3) Il coefficiente di portanza massimo può essere messo "fuori gioco" (nel senso che può essere non raggiungibile) dall'effetto diedro anche in concomitanza di altre cause nella determinazione in volo della velocità di stallo. Illustrare tale affermazione.
- 4) Stati di equilibrio a velocità decrescenti, assetti crescenti per data quota, richiedono deflessione dell'equilibratore crescenti, verso l'alto (cabrare), mentre il carico di equilibrio in coda cresce a picchiare in apparente contraddizione col verso della deflessione dell'equilibratore. Spiegare il verso della deflessione dell'equilibratore e l'apparente contraddizione.

RISPOSTE AI QUESITI PRELIMINARI

PARTE I

- 1) Se aumentiamo del 10% la superficie alare di un velivolo propulso ad elica per mantenere inalterata la velocità di salita dobbiamo aumentare di $1/6$ l'apertura alare equivalente, ciò perchè $db_e/be = (1/6) df/f$.
Tale variazione non dipende dalla quota.

- 2) L'ordine di importanza della grandezze che influenzano la velocità di salita massima per un velivolo propulso ad elica è :

$$W, \Pi_{ao}, be, f$$

oppure dalle :

$$W/\Pi_{ao}, W/be^2, W/f$$

- 3) L'ordine di importanza ed i pesi dei due gruppi di grandezze che influenzano la quota di tangenza per la motoelica sono :

$$W, be, \Pi_{ao}, f$$
$$-3/2 \quad 3/2 \quad 1 \quad -1/4$$

oppur dalle :

$$W/\Pi_{ao}, W/be^2, W/f$$
$$-1 \quad -3/4 \quad 1/4$$

- 4) La potenza minima è determinata dalle seguenti grandezze in ordine di importanza e con i relativi pesi :

$$W, be, quota, f$$
$$3/2 \quad -3/2 \quad 1/2 \quad 1/4$$

- 5) La velocità di efficienza massima è determinata dalle seguenti grandezze in ordine di importanza e con i relativi pesi :

$$W, be, quota, f$$
$$1/2 \quad -1/2 \quad 1/2 \quad -1/4$$

oppure dalle :

$$quota, W/f, W/be^2$$
$$1/2 \quad 1/4 \quad 1/4$$

- 6) L'efficienza massima di un velivolo dipende dalle seguenti grandezze in ordine di importanza e con i relativi pesi :

$$\begin{matrix} be & , & f \\ 1 & & -1/2 \end{matrix}$$

- 7) La potenza e la velocità di efficienza massima del velivolo in considerazione sono $P_E = 114$ cavalli e $V_E = 131$ Km/h in quanto $P_E/P_P = 1.14$ e $V_E/V_P = 1.31$.

- 8) Il coefficiente di portanza relativo all'assetto di minima potenza è $C_{LP} = 1.21$ perchè $C_{LP}/C_{LE} = 1.73$.

- 9) La velocità ascensionale massima di un velivolo propulso a getto dipende dalle seguenti grandezze e con i pesi riportati :

$$\begin{matrix} To/W & , & W/be^2 & , & To/f \\ 1 & & -1 & & > 1/2 \end{matrix}$$

Ad alte quote però il termine W/be^2 diviene predominante.

- 10) La quota di tangenza di un turbogetto dipende dalle seguenti grandezze in ordine di importanza e con i relativi pesi :

$$\begin{matrix} To/W & , & To/f & , & W/be^2 \\ 1 & & 1 & & -1 \end{matrix}$$

- 11) Se il requisito della quota di tangenza dopo le prove di volo non è soddisfatto allora la meccanica del volo ci porterebbe ad agire subito su be (aumentandolo) data la forte influenza di questo parametro. Ma da un punto di vista progettuale ciò è sconsigliato perchè implicherebbe una generale riprogettazione dell'ala, tantomeno sarebbe opportuno modificare la potenza in quanto significa cambiare motore con il conseguente grosso impatto commerciale che esso comporterebbe. Allora il progettista controlla prima il progetto dell'elica, poi le eventuali fonti di aumento di resistenza (f area parassita), in particolare i raccordi ala-fusoliera, e poi se tutto ciò non è sufficiente per aggiustare le cose, l'apertura alare e i motori.

- 12) Il calcolo si può fare con la relazione approssimata $dW/ds = W/E$, con W in tonnellate, ds in Km e dW in Kg di combustibile.

Assumendo un'efficienza $E = 14$ ($E \approx 12 \div 16$ per una motoelica)
 si ha: $dW/ds = W/E = 10/14 = 0.7 \text{ Kg/Km}$.

13) Il fattore di autonomia F. A. dipende dalle seguenti grandezze in ordine di importanza e con i relativi pesi:

Per la Motoelica:

C_s , b_e , f
 -1 1 -1/2

Per il Turbogetto:

C_s , f , b_e , W_i , $quota$
 -1 -3/4 1/2 1/2 1/2

Si nota che per il getto il F. A. dipende anche dal peso e dalla quota, per cui un turbogetto vuole alte velocità ed alte quote. Per le Autonomie in entrambi i casi bisogna aggiungere ai precedenti parametri il rapporto tra il combustibile consumato e il peso iniziale del velivolo F/W_i , e si vede che al suo aumentare aumenta anche l'autonomia di distanza.

14) Gli assetti di volo che garantiscono la massima autonomia di distanza sono:

Motoelica	E_{max} ,	ovvero	$C_D = 2C_{DO}$
Turbogetto	$(E/C_L^{1/2})_{max}$,	ovvero	$C_D = 4/3C_{DO}$

mentre per la massima autonomia oraria sono:

Motoelica	$(EC_L^{1/2})_{max}$,	ovvero	$C_D = 4C_{DO}$
Turbogetto	E_{max} .		

15) L'influenza della quota sull'autonomia di distanza di un velivolo propulso ad elica è piccola e si risente indirettamente tramite il consumo specifico C_s . Infatti i motori sono ottimizzati per volare ad alte quote e ad alte potenze (circa il 75% della potenza massima), allora quando voliamo a basse quote, per ottenere l'equilibrio tra potenza necessaria e potenza disponibile bisogna ridurre la potenza del motore, con conseguente riduzione del rendimento del motore stesso e quindi aumento del consumo specifico.

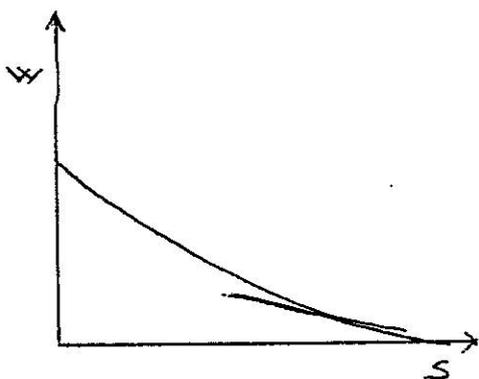
Per quanto riguarda l'influenza sull'autonomia di distanza del turbogetto la quota compare direttamente con un esponente pari ad 1/2, allora al crescere di essa cresce anche l'autonomia. Per il C_s si vede che

in campo incomprensibile

all'aumentare della quota essa prima diminuisce e poi oltre una certa quota aumenta, allora si tratta di ottimizzare il tutto.

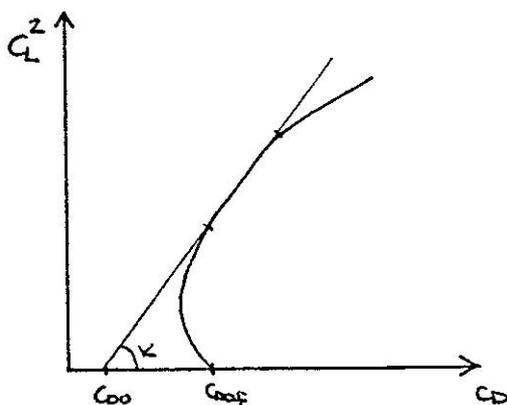
In conclusione possiamo dire che per la motoelica l'influenza della quota la possiamo trascurare, mentre per il turbogetto *no più campo incompensabile in campo compressibile e dem. matematica -*

- 16) La spiegazione dell'asserto " l'ultima goccia di benzina è sempre la migliore " si trova proprio nella definizione del F.A. Infatti essendo $F.A. = W ds/dW$, se il F.A. è costante allora ad una diminuzione di peso W deve corrispondere un aumento di ds/dW , ovvero dello spazio percorso per unità di combustibile speso. In conclusione al diminuire del peso aumenta la sfruttabilità del combustibile a disposizione.



Infatti dal grafico si evince che quando il peso W va a zero la pendenza della curva diventa minima (dW/ds), e cioè ds/dW è massima.

- 17) Poichè per approssimare la polare sperimentale utilizziamo la espressione parabolica $C_D = C_{D0} + k C_L^2/\pi AR$, allora il C_{D0} non è precisamente il coefficiente di resistenza parassita cioè il C_D a $C_L = 0$, ma dipende dall'intervallo di assetti che noi vogliamo approssimare con quell'espressione parabolica.



Ciò si capisce meglio se esprimiamo la polare sul diagramma $C_D - C_L^2$ in cui si vede che il C_{D0} può assumere anche valori negativi a secondo dell'intervallo di assetti che noi vogliamo interpolare.

- 18) La distanza di decollo dipende dalle seguenti grandezze :

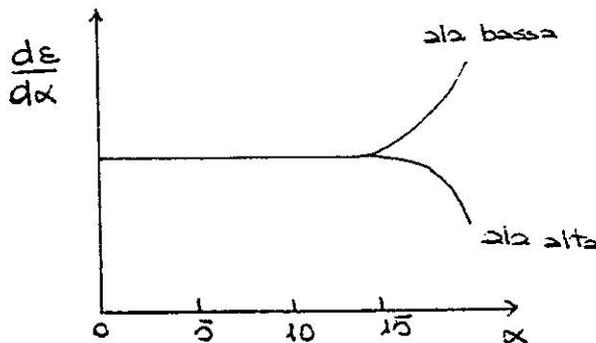
To/W	spinta per unità di peso ; al suo aumentare diminuisce la distanza di decollo.
$m = W/SC_{Ls}$	carico alare equivalente ; al suo aumentare aumenta la distanza di decollo in modo quasi proporzionale.
C_{Ls}/C_{DO}	al suo aumentare diminuisce la distanza di decollo.
C_{Ls}/ARe	è una misura della resistenza indotta ; al suo aumentare aumenta la distanza di decollo.
μ	coefficiente di attrito della pista ; al suo aumentare aumenta la distanza di decollo.
quota	al suo aumentare aumenta la distanza di decollo.
ISA	condizioni atmosferiche ; influenzano il rendimento del motore.

19) La distanza di atterraggio dipende in modo debole dal rapporto To/W , dato che la spinta viene utilizzata solo per controllare l'angolo di discesa e per gestire in sicurezza un eventuale atterraggio mancato. Dipende poi in modo più marcato da $m = W/SC_{Ls}$, dall'attrito μ e dalla quota. Bisogna comunque avere piccoli m e grande μ .

20) L'angolo di deflessione degli ipersostentatori in decollo è minore di quello in atterraggio in quanto nel primo caso bisogna ottenere il duplice scopo di aumentare il C_L e non far crescere di molto il C_D , allora si deflette di meno il flap accontentandosi di un C_{Lmax} minore rispetto a quello ottenibile. In atterraggio invece questo problema non sussiste (se non per considerazioni di una eventuale riattaccata in seguito ad un atterraggio mancato) e si cerca di peggiorare il più possibile l'efficienza e quindi avere grandi C_D .

PARTE II

- 1) La derivata dell'angolo di downwash del piano di coda rispetto all'angolo d'attacco del velivolo si mantiene costante fino a quando non si assumono assetti elevati, poi cresce per velivoli ad ala bassa e decresce per velivoli ad ala alta.



Ciò comporta che i velivoli ad ala alta accusano una maggiore stabilità statica longitudinale rispetto ai velivoli ad ala bassa.

La spiegazione dell'aumento di $d\varepsilon/d\alpha$ per l'ala bassa è che essendo il piano di coda al disopra dell'ala, all'aumentare dell'incidenza la scia dell'ala scende e contemporaneamente scende anche la coda ma in maniera più accentuata. Allora il piano di coda si avvicina sempre di più all'asse della scia dove l' ε è massimo, e quindi si ha una progressiva diminuzione di stabilità. Il contrario avviene per l'ala alta in cui il piano di coda si trova al disotto dell'ala, e allora all'aumentare dell'assetto sia la scia che il piano di coda scendono, ma quest'ultimo di più, allora mano mano i due si allontanano spiegando l'aumento di stabilità.

- 2) Dalla meccanica del volo si vede che mentre per avere piccole distanze di atterraggio e di decollo ci vuole una grande superficie alare, in crociera la massima autonomia si realizza con una piccola superficie, allora per risolvere questa contraddizione utilizziamo il CL_{max} come mediatore. Infatti sulle precedenti condizioni di volo ciò che deve essere grande o piccolo rispettivamente non è S ma la superficie alare equivalente $S_e = S CL_{max}$, quindi faremo aumentare CL_{max} in decollo e in atterraggio e lo porteremo a valori più piccoli in crociera.
- 3) Lo stallo di un velivolo è un fenomeno fortemente instazionario dovuto a brusche separazioni che avvengono in modo non simmetrico sulle ali. Ciò dà luogo a fenomeni di rollio e imbardata che mettono in azione l'effetto diedro, il quale se non opportunamente contrastato dalla stabilità direzionale, porterebbe il velivolo a scivolare su un lato senza che il pilota, data la bassa velocità, possa bilanciarlo con l'azione degli alettoni. Ecco che in questa condizione il velivolo è

appena controllabile anche se non abbiamo ancora raggiunto la velocità alla quale il coefficiente di portanza è massimo. Quindi un cattivo rapporto tra stabilità direzionale ed effetto diedro può mettere fuori gioco il coefficiente di portanza massimo.

- 4) Le crescenti deflessioni verso l'alto (a cabrare) dell'equilibratore sono richieste per annullare l'eccesso di variazione (verso l'alto, a picchiare) di carico in coda rispetto a quello di equilibrio, eccesso dovuto alla stabilità statica del velivolo ; quindi evidentemente non c'è contraddizione con la crescita di carico di equilibrio. Infatti a parità di deflessione dell'equilibratore δ_e corrispondente all'equilibrio per un dato assetto, se aumentiamo α , la stabilità ci farà crescere il carico di coda oltre il corrispondente valore di equilibrio, per quel nuovo assetto, per contrastare l'aumento di α . Allora se vogliamo conservare il nuovo assetto dobbiamo aumentare la deflessione dell'equilibratore verso l'alto per ridurre l'eccesso di carico a picchiare e quindi portarci al nuovo stato di equilibrio.

Q U E S I T O

Stati di equilibrio a velocità decrescenti, assetti crescenti per data quota, richiedono deflessioni dell'equilibratore crescenti, verso l'alto (a cabrare), mentre il carico di equilibrio in coda cresce a picchiare in apparente contraddizione col verso della deflessione dell'equilibratore.

Spiegare il verso della deflessione dell'equilibratore e l'apparente contraddizione.

R I S P O S T A

PUNTO DI VISTA FISICO

Le crescenti deflessioni verso l'alto (a cabrare) dell'equilibratore sono richieste per annullare l'eccesso di variazione (verso l'alto, a picchiare) del carico in coda rispetto a quello di equilibrio, eccesso dovuto alla stabilità statica del velivolo; quindi evidentemente non c'è contraddizione con la crescita del carico di equilibrio.

RISPOSTA PIU' DETTAGLIATA

Si considerino due stati di equilibrio (1) e (2), caratterizzati da V_1, α_1 (assetto), δ_{e1} (deflessione equilibratore), L_{t1} (carico di equilibrio in coda) e $V_2, \alpha_2, \delta_{e2}, L_{t2}$, con $V_1 > V_2$.

Si osserva che $L_{t2} > L_{t1}$ (positivi verso l'alto) a causa del momento aerodinamico focale del velivolo parziale, generalmente negativo (a picchiare).

Ora si consideri la condizione di volo caratterizzata da $V_2, \alpha_2, \delta_{e1}$, come si volesse passare dallo stato (1) allo stato (2) tenendo però fisso δ_{e1} . Ne consegue un carico in coda maggiore di quello di equilibrio a V_2 , cioè di L_{t2} , a causa della stabilità statica longitudinale del velivolo. Infatti, se il detto carico fosse uguale a L_{t2} , risulterebbe che il velivolo, nella configurazione con equilibratore fisso a δ_{e1} , sarebbe in stato di equilibrio ^a qualunque ~~la~~ la velocità, o ~~l'~~ assetto, di volo (stante l'arbitrarietà di V_2 e/o α_2). Ciò equivale a dire che il velivolo può essere spostato da uno stato di equilibrio ad un altro stato senza che esso opponga "resistenza", e che quindi esso non è dotato di stabilità statica (stabilità nulla).

Tale processo di analisi è analogo a quello usato nello studio della stabilità statica salvo l'introduzione di una perturbazione arbitraria che non è stata qualificata come infinitesima, o "piccola".

Dunque per realizzare il nuovo stato di equilibrio (2) si deve modificare la geometria del velivolo agendo sul δ_e , che deve essere accresciuto (a cabrare) della quantità $\Delta\delta_e = \delta_{e2} - \delta_{e1}$, per annullare l'eccesso di carico in coda rispetto a quello di equilibrio L_{t2} .

Ciò consente evidentemente di risolvere l'apparente contraddizione citata nella domanda, la quale non sussiste.

PUNTO DI VISTA MATEMATICO

L'equazione del momento baricentrico è:

$$C_{m.e.g.} = C_{m0} + C_{mC_L} C_L$$

In condizioni di equilibrio, il C_{mo}

$$C_{mo} = - C_{m\dot{\alpha}} C_L$$

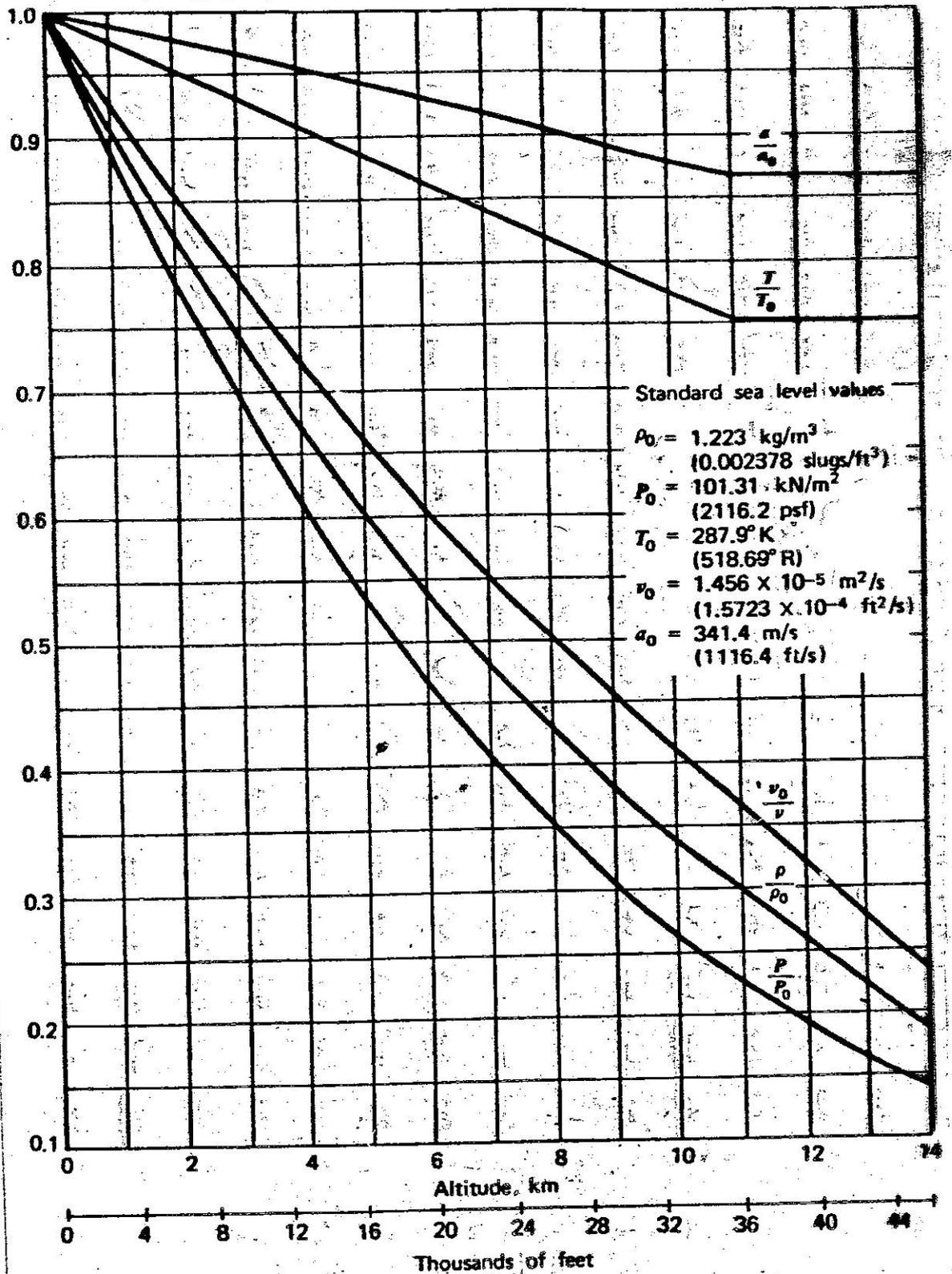
cresce (positivo, perchè $C_{m\dot{\alpha}} < 0$) col C_L .

Dunque al decrescere della velocità, ovvero al crescere dell'assetto (C_L), C_{mo} deve crescere. Essendo δ_e l'unico elemento utilizzato per variare C_{mo} , ne consegue $\delta_{e2} > \delta_{e1}$ (a cabrare), essendo $C_{mo}(\delta_e)$ una funzione crescente di δ_e a cabrare.

Properties of the U.S. Standard Atmosphere and Conversion Factors

TABLE A2 U.S. STANDARD ATMOSPHERIC IN METRIC UNITS

Alt.	Temp.	Temp. Ratio	Press.	Press. Ratio	Density	Density Ratio	Coeff. of Viscosity	Speed of Sound
h (m)	T (°K)	θ	p (N/m ²)	δ	ρ (Kg/m ³)	σ	μ (N - sec/m ²) (x10 ⁻⁵)	V _a (m/sec)
Geopotential								
0	288.2	1.0000	101,325	1.0000	1.2250	1.0000	1.789	340.3
500	284.9	0.9888	95,460	0.9421	1.1673	0.9529	1.774	338.4
1,000	281.7	0.9775	89,874	0.8870	1.1116	0.9075	1.758	336.4
1,500	278.4	0.9662	84,555	0.8345	1.0581	0.8637	1.742	334.5
2,000	275.2	0.9549	79,495	0.7846	1.0065	0.8216	1.726	332.5
2,500	271.9	0.9436	74,682	0.7371	0.95686	0.7811	1.710	330.6
3,000	268.7	0.9324	70,108	0.6919	0.90912	0.7421	1.694	328.6
3,500	265.4	0.9211	65,764	0.6490	0.86323	0.7047	1.678	326.6
4,000	262.2	0.9098	61,640	0.6083	0.81913	0.6687	1.661	324.6
4,500	258.9	0.8985	57,728	0.5697	0.77677	0.6341	1.645	332.6
5,000	255.7	0.8872	54,019	0.5331	0.73612	0.6009	1.628	320.5
5,500	252.4	0.8760	50,506	0.4985	0.69711	0.5691	1.612	318.5
6,000	249.2	0.8647	47,181	0.4656	0.65970	0.5385	1.595	316.4
6,500	245.9	0.8534	44,034	0.4346	0.62384	0.5093	1.578	314.4
7,000	242.7	0.8421	41,060	0.4052	0.58950	0.4812	1.561	312.4
7,500	239.4	0.8309	38,251	0.3775	0.55662	0.4544	1.544	310.2
8,000	236.2	0.8196	35,599	0.3513	0.52517	0.4287	1.527	308.1
8,500	232.9	0.8083	33,099	0.3267	0.49509	0.4042	1.510	305.9
9,000	229.7	0.7970	30,742	0.3034	0.46635	0.3807	1.492	303.8
9,500	226.4	0.7857	28,523	0.2815	0.43890	0.3583	1.475	301.6
10,000	223.2	0.7745	26,436	0.2609	0.41271	0.3369	1.457	299.5
10,500	219.9	0.7632	24,474	0.2415	0.38773	0.3165	1.439	297.3
11,000	216.7	0.7519	22,632	0.2234	0.36392	0.2971	1.422	295.1
11,500	216.7	0.7519	20,916	0.2064	0.33633	0.2746	1.422	295.1
12,000	216.7	0.7519	19,330	0.1908	0.31083	0.2537	1.422	295.1



The standard atmosphere

TABLE 1.11-1. Basic SI-units

QUANTITY	NAME OF UNIT	SYMBOL
length	meter	m
mass	kilogram	kg
time	second	s
temperature	kelvin	K
electric current	ampère	A
luminous intensity	candela	cd
amount of substance	mole	mol

76

TABLE 1.11-2. Derived SI-units

QUANTITY	NAME OF UNIT	SYMBOL	DEFINITION
force	newton	N	kg m/s ²
pressure	pascal	Pa	N/m ²
work (energy)	joule	J	J = N m
power	watt	W	J/s
velocity	meter per second	V	m/s
acceleration	meter per second squared	a	m/s ²
moment of force	newton meter	M	N m
density	kilogram per unit cubic meter	p	kg/m ³

TABLE 1.11-3. Standard multiples and decimal fractions

MULTIPLE/FRACTION	PREFIX	SYMBOL
10 ¹²	tera	T
10 ⁹	giga	G
10 ⁶	mega	M
10 ³	kilo	k
10 ²	hecto	h
10	deca	da
10 ⁻¹	deci	d
10 ⁻²	centi	c
10 ⁻³	milli	m
10 ⁻⁶	micro	μ
10 ⁻⁹	nano	n
10 ⁻¹²	pico	p
10 ⁻¹⁵	femto	f
10 ⁻¹⁸	atto	a

TABLE 1.11-4. Systems of units

QUANTITY	TECHNICAL SYSTEM		SI-SYSTEM
	METRIC	ENGLISH	
length	m	ft	m
time	s	s	s
force	kgf	lbf	kg m/s ² (newton)
mass	kgf s ² /m	lbf s ² /ft (slug)	kg
pressure	kgf/m ²	lbf/ft ²	N/m ²
work (energy)	kgf m	lbf ft	kg m ² /s ² = N m (joule)
power	kgf m/s	lbf ft/s	kg m ² /s ³ = J/s (watt)
density	kgf s ² /m ⁴	lbf s ² /ft ⁴	kg/m ³

APPENDIX B. CONVERSION FACTORS

QUANTITY	UNIT	SI-EQUIVALENT
Length	1 foot (ft)	= 0.3048 m
	1 mile (statute)	= 1.60934 km
	1 n mile (nautical)	= 1.85200 km
	1 inch (in)	= 0.0254 m
Area	1 ft ²	= 0.092903 m ²
	1 imperial gallon	= 4.54609 dm ³
Volume	1 U.S. gallon	= 3.78541 dm ³
	1 pint (pt)	= 0.568261 dm ³
	1 quart (qt)	= 1.13652 dm ³
	1 ft ³	= 0.0283168 m ³
Velocity	1 ft/min	= 0.00508 m/s
	1 ft/s	= 0.3048 m/s
	1 mile/h (m.p.h.)	= 1.60934 km/h
	1 n mile/h (knot)	= 1.852 km/h
Acceleration	1 ft/s ²	= 0.3048 m/s ²
	1 pound (lb)	= 0.453592 kg
Mass	1 slug	= 14.5939 kg
	1 lb/s	= 0.453592 kg/s
Volume rate of flow	1 gal/h	= 4.54609 dm ³ /h
	1 ft ³ /s	= 0.0283168 m ³ /s
	1 lb/ft ³	= 16.0185 kg/m ³
Density	1 slug/ft ³	= 515.379 kg/m ³

98

APPENDIX B. CONVERSION FACTORS

QUANTITY	UNIT	SI-EQUIVALENT
Force	1 kgf	= 9.80665 N
	1 lbf	= 4.44822 N
Moment of force	1 lbf ft	= 1.35582 N m
	1 lb ft ²	= 0.0421401 kg m ²
Pressure and stress	1 lbf/in ² (psi)	= 6.89476 kPa
	1 lbf/ft ²	= 47.8803 Pa
	1 inch mercury (in Hg)	= 3.38639 kPa
	1 atmosphere (atm)	= 101325 N/m ²
Dynamic viscosity	1 lbf/ft s	= 1.48816 kg/m s
	1 ft ² /s	= 0.092903 m ² /s
Energy and work	1 ft lbf	= 1.35582 J
	1 Btu	= 1.05506 kJ
	1 kgf m	= 9.80665 J
	1 hp (550 ft lbf/s)	= 745.700 W
Power	1 hp (metric; 75 kgf m/s)	= 735.499 W
	1 ft lb/s	= 1.35582 W
	1 kgf m/s	= 9.80665 W
Heat flow rate	1 Btu/h	= 0.293071 W
	Temperature	T ° C (celsius; centigrade)
T ° F (fahrenheit)		= 5/9 (T ° F + 459.67)K
T ° R (rankine)		= 5/9 (T ° R)K