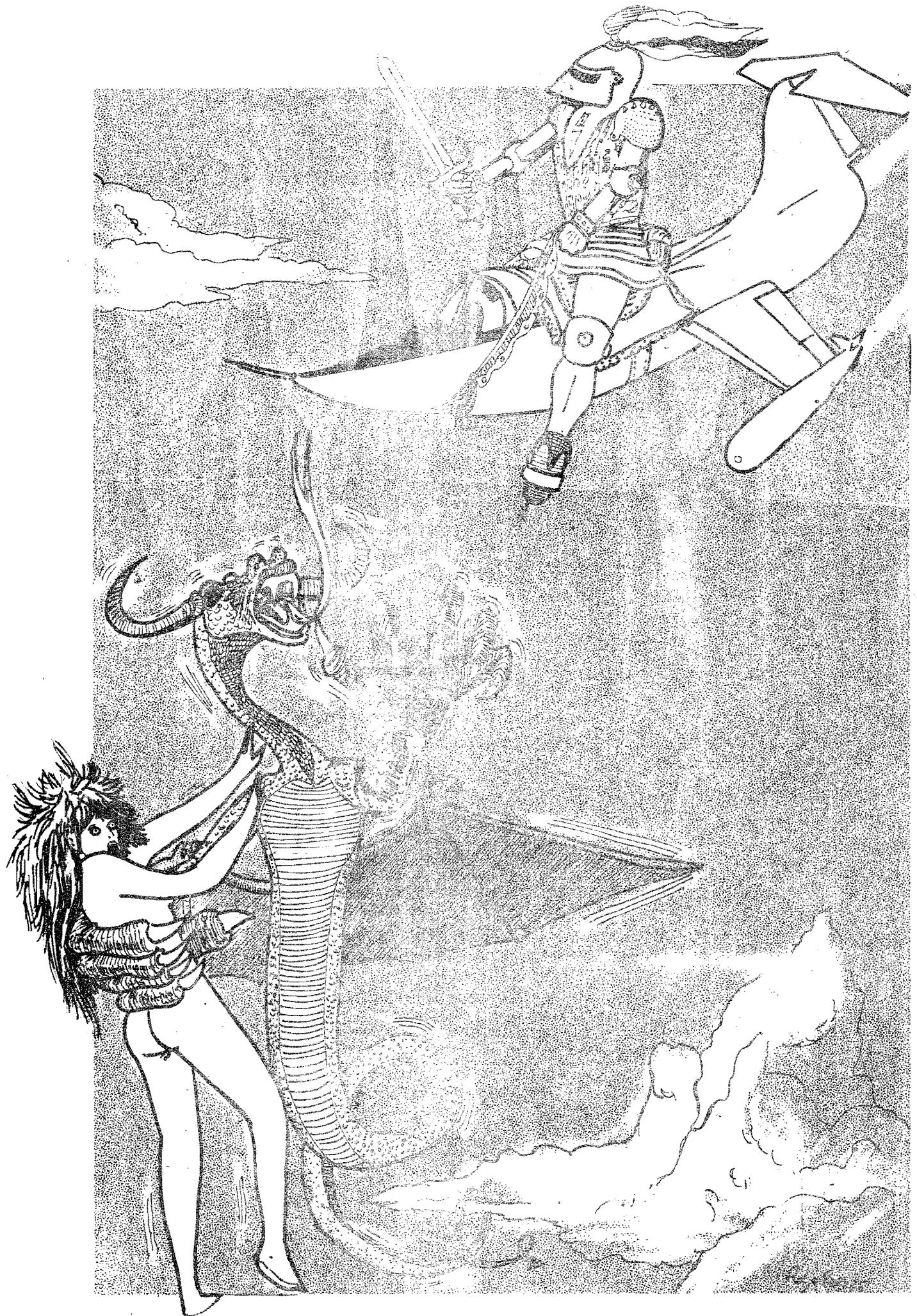


AERONAUTICA MILITARE ITALIANA



ISTRUZIONE TEORICA
CORSO ABILITAZIONE T.F. 104-G

**CARATTERISTICHE
DI VOLO**



I N D I C E

PARTE PRIMA

Richiami di aerodinamica applicata

	Pág.
1. PREMESSA	1
2. LA PORTANZA	1
3. LA RESISTENZA	2
4. STRATO LIMITE	3
5. PROFILI LAMINARI	5
6. LE PICCOLE PERTURBAZIONI E IL NUMERO DI MACH	5
7. L'IPOTESI DI INCOMPRESSIBILITÀ	5
8. LE LINEE DI MACH	7
9. ONDE D'URTO OBLIQUE	3
10. ONDE D'URTO CURVE STACCATE DALLO SPIGOLO	10
11. MODO DI VARIARE DELLA VELOCITÀ IN CAMPO SUPERSONICO	12
12. ONDE D'URTO NORMALI	14
13. RIEPILOGO SULLE ONDE D'URTO	16
14. I REGIMI DI VOLO IN FUNZIONE DI "M"	16
15. IL CAMPO TRANSONICO	18

PARTE SECONDA

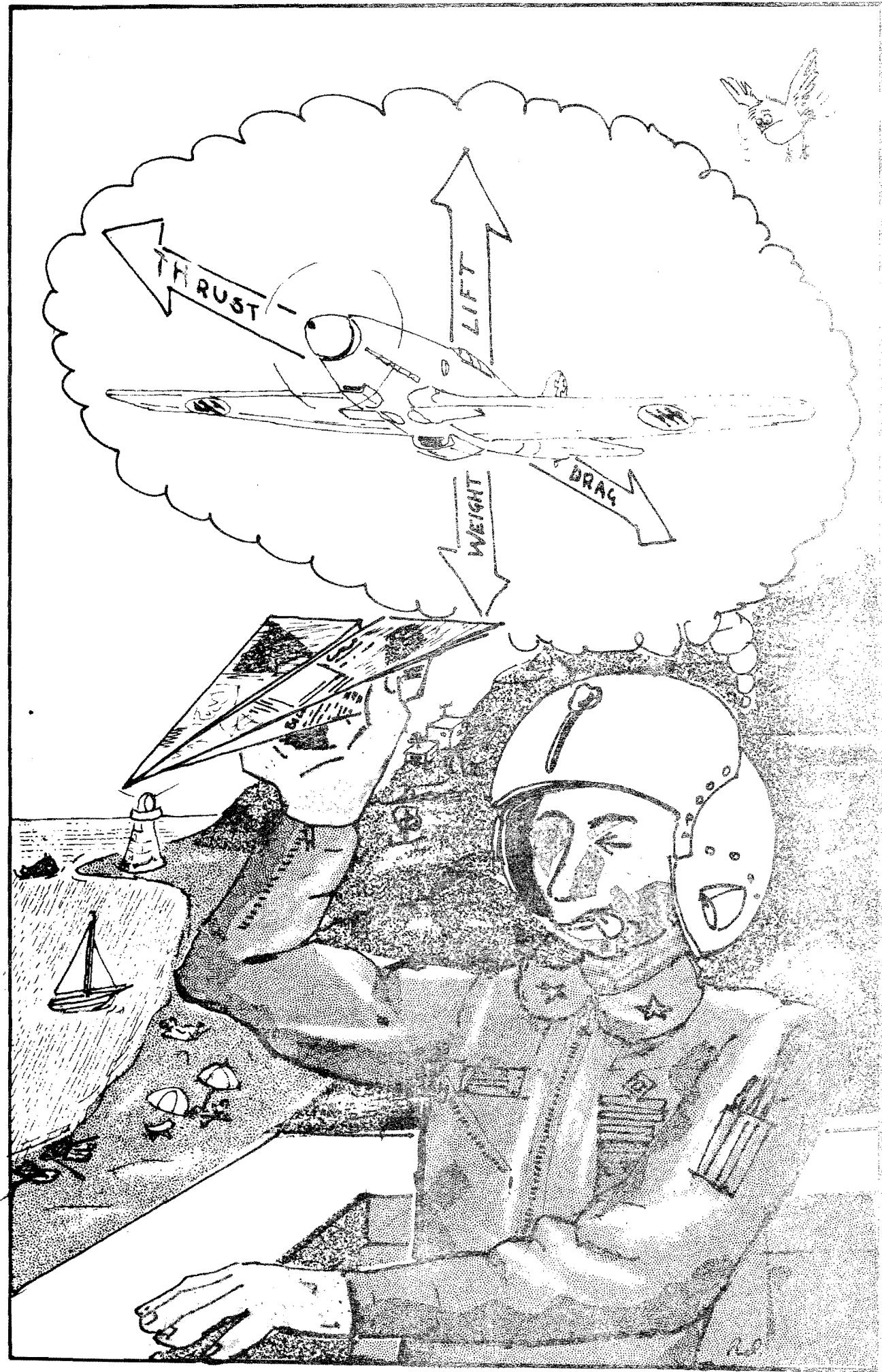
Aspetti aerodinamici essenziali dell'*F.104*

	Pág.
1. PREMESSA	21
2. IL PROFILO ALARE	21
3. LA FORMA DELL'ALA	22
4. I PIANI DI CODA	24
5. LA STABILITÀ DI DIREZIONE	25
6. LE PRESE D'ARIA	28
7. CONCLUSIONI	33

PARTE TERZA

Alcuni aspetti dell'impiego dell'*F.104*

	Pág.
1. PREMESSA	35
2. LA SPINTA DISPONIBILE	35
3. IL DECOLLO	37
4. VOLO IN FORMAZIONE	41
a. Formazione subsonica	41
b. Formazione supersonica	42
5. LA MANOVRA DI ROLLO	44
a. Accoppiamento d'inerzia	44
b. Efficienza dell'elettone	52
6. LO ZOOM	55
7. IL PITCH-UP	56
a. Scalio subsonico ad 1 "g"	56
b. Scalio subsonico con fattore di carico	59
c. Scalio supersonico ad 1 "g" e con fattore di carico	60
superiore	60
8. VITE VERTICALE NORMALE	61
a. Vite verticale dell' <i>F.104</i> monoposto	61
b. Vite verticale dell' <i>F.104</i> biposto	63
9. VITE PIATTA	63
10. L'ATTERRAGGIO	68
a. Descrizione	68
b. Effetto suolo	68
c. Influenza del B.I.D sull'efficienza dell'alettone e sulla stabilità direzionale	71
d. Vento al traverso	73
e. Atterraggio con pyrotechnics piazzati	73



PARTE PRIMA

RICHIAMI DI AERODINAMICA APPLICATA

1. Premessa

Nel richiamare alcune nozioni di aerodinamica utilizzeremo le ipotesi che normalmente vengono fatte in questa materia, ossia composizione costante dell'aria, variazioni delle sue caratteristiche secondo il modello termodinamico ICAO, rigidezza infinita dell'ala e della fusoliera (salvo quanto diversamente specificato), trascurabilità di tutti gli effetti secondari cui non verrà fatto esplicito riferimento.

2. La portanza

Se un'ala viene investita da una corrente d'aria che si muove con velocità V_∞ , su di essa si genera, come risultato della circolazione dell'aria intorno all'ala stessa, una forza aerodinamica totale F la cui componente, in direzione normale alla velocità V_∞ , è detta portanza ed è indicata col simbolo "L" e la cui espressione analitica è data dalla fin troppo nota formula*:

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S \quad (1)$$

dove: L: Portanza (componente della forza aerodinamica misurata per-

pendicolarmente alla velocità)

ρ : Densità dell'aria

$\frac{1}{2} \rho V^2$: Pressione dinamica

S: Superficie della proiezione in pianta dell'ala

C_L : Coefficiente di portanza.

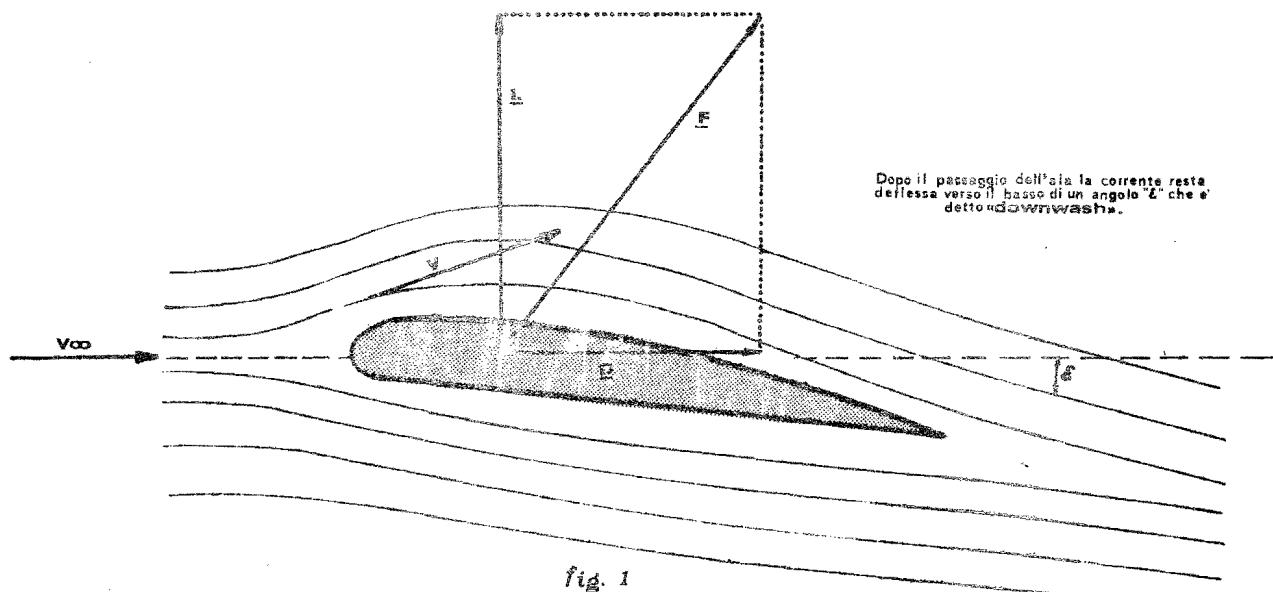
Dunque ad una data quota ($\rho=\text{cost}$) e velocità ($V_\infty=\text{cost}$) la portanza può variare solo per effetto di una variazione di C_L .

Tale coefficiente per una data ala (o, in campo bidimensionale, per un dato profilo alare), dipende essenzialmente dall'angolo di incidenza α .

Questo è in genere definito come l'angolo formato tra la corda del profilo e la direzione della velocità V_∞ (incidenza geometrica).

Un'altra definizione dell'incidenza, più utile, è quella che definisce la "incidenza aerodinamica" come l'angolo formato tra la direzione della velocità V_∞ e la linea di portanza nulla.**

Quest'ultima coincide con la corda solo nel caso di profili simmetrici, altrimenti formerà con la corda un angolo fisso μ (fig. 2).



* L'indice ∞ sta ad indicare che le grandezze da esso caratterizzate si intendono misurate in un punto a monte del profilo in cui l'aria non sia ancora influenzata dalla presenza del profilo stesso.

** Linea di P.N. è una linea solida al profilo, parallela alla direzione di volo in cui il profilo non sviluppa portanza.

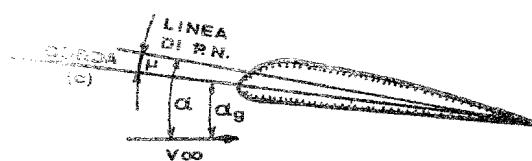
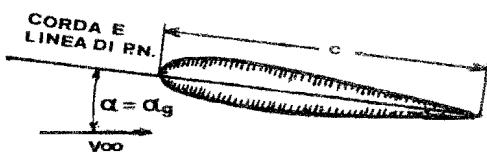


fig. 2

Riferendosi all'incidenza aerodinamica, ossia misurando l'incidenza a partire dalla linea di portanza nulla, la nota curva del C_L in funzione di α passerà sempre per l'origine, anche per i profili non simmetrici (Fig. 3) quindi per

la linea media del profilo e della distribuzione dello spessore relativo "t"**.

In genere, più la curva è ripida, più piccolo è il valore dell'incidenza critica (fig. 4).

La curva del tipo 2 di fig. 4 è tipica dei profili sottili e poco ricurvi.

3. La Resistenza

La componente della forza aerodinamica nella direzione della velocità V_∞ è detta resistenza ed è indicata col simbolo "D" e la sua grandezza è espressa da una formula analoga a quella delle portanze:

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S$$

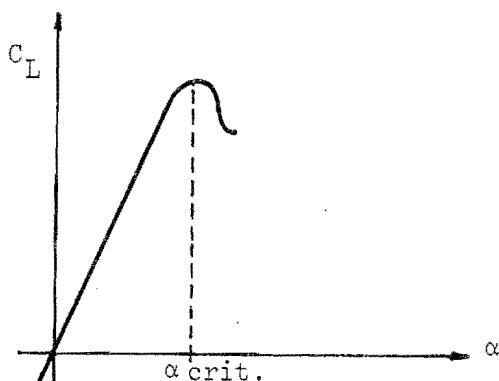


fig. 3

angolo d'incidenza nullo si avrà sempre una portanza nulla.

Il valore di α per il quale si verifica lo stallo (caduta brusca del C_L) è detto incidenza critica. L'andamento del grafico di fig. 3 dipende dalla forma del

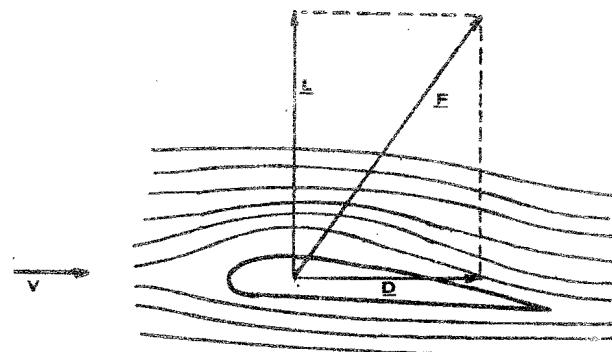


fig. 5

da cui si vede che a parità di quota e velocità la resistenza offerta all'avanzamento di una data ala dipende direttamente dal coefficiente di resistenza C_D .

Tale coefficiente dipende anch'esso, come il C_L dall'incidenza, e tuttavia non si annulla, come quello, ad incidenza nulla; infatti, anche ad incidenza nulla, (e cioè quando non sviluppa portanza) l'ala incontrerà sempre una certa resistenza all'avanzamento.

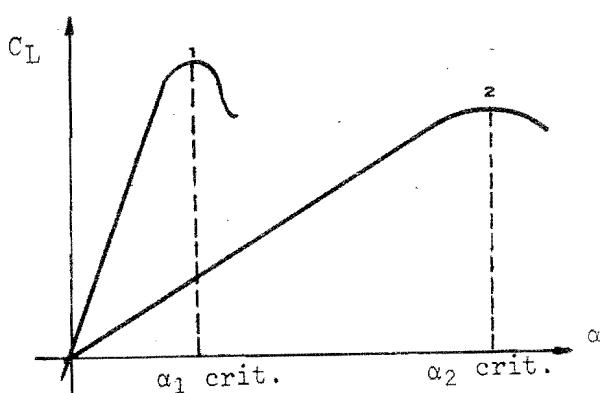


fig. 4

** Lo spessore si misura in % della corda alare

Ciò per due motivi:

- L'ala deve, per passars attraverso l'aria, spostare le particelle d'aria che incontra, deve cioè consumare una parte della propria energia cinetica per variare la quantità di moto di dette particelle, le quali dopo che il profilo è passato formano dietro di esso dei vortici (scia), con cui dissipano l'energia ricevuta (resistenza di forma e di scia).
- Essendo l'aria viscosa, essa esercita un'azione frenante distribuita sulle superfici dorsale e ventrale dell'ala (resistenza d'attrito). L'aliquota del coefficiente di resistenza dovuta alla forma ed all'attrito è detto coefficiente di "RESISTENZA DI PROFILO" ed è indicata col simbolo C_{Dp} . Il C_{Dp} varia al variare dell'incidenza con la legge mostrata nel diagramma di figura 6 e presenta ovviamente un minimo per $\alpha = 0$.

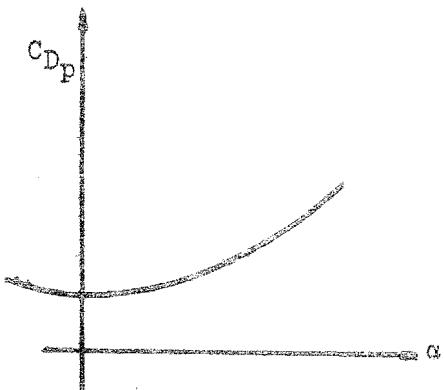


fig 6

All'aumentare dell'incidenza aumenta la portanza, ossia si ha un aumento della pressione sul ventre dell'ala ed una diminuzione di pressione sul dorso.

Ciò fa sì che alle estremità dell'ala l'aria tenda a sfuggire dal ventre per portarsi sul dorso, dove la pressione è minore (vedi fig. 7).

Questo fenomeno, unito al moto di avanzamento dell'ala, genera due vortici, detti vortici d'estremità, che causano un ulteriore aumento di resistenza detto "resistenza indotta". Tale resistenza aumenta all'aumentare dell'incidenza poiché con essa aumenta l'intensità dei vortici. Si capisce che se l'ala fosse infinitamente lunga questi vortici non esisterebbero; quindi per eliminare la resistenza indotta occorre o avere la stessa pressione sul dorso e sul ventre (portanza nulla) oppu-

re un'ala di lunghezza infinita.

Si capisce allora come l'allungamento $\lambda = \frac{c}{b}$ - rapporto tra apertura alare e corda media dell'ala - possa dare un'idea immediata dell'importanza dei vortici d'estremità sulla nostra ala.

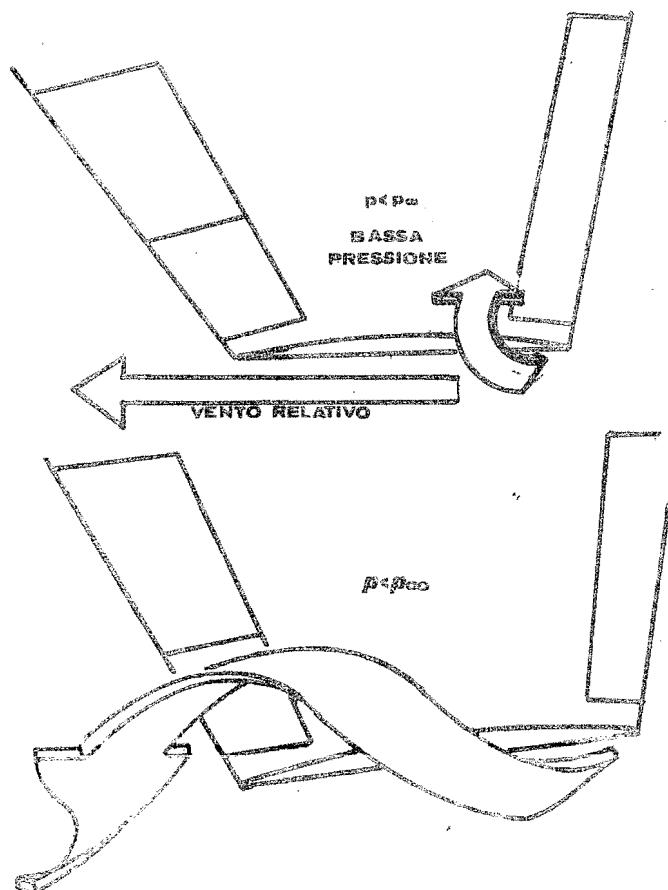


fig 7

I vortici di estremità tendono a scomparire quando l'allungamento tende a ∞ , ossia $b \rightarrow 0$ oppure $c \rightarrow 0$.

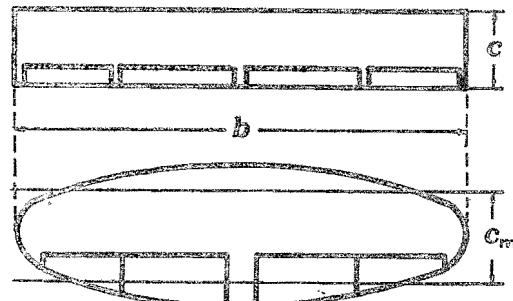


fig 8

In un'ala a forma in pianta rettangolare si definisce "allungamento" il rapporto $\lambda = \frac{c}{b}$ tra l'apertura b e la corda c . Se la forma dell'ala non è rettangolare l'allungamento è dato dal rapporto tra l'apertura e la corda media c_m , oppure, giusta la relazione:

$$\frac{b}{\lambda} = \frac{b}{c_m} \cdot \frac{c_m}{b} = \frac{c^2}{b^2}$$

dai rapporto tra il quadrato dell'apertura alare e la superficie in pianta dell'ala. (vedi fig. 8.)

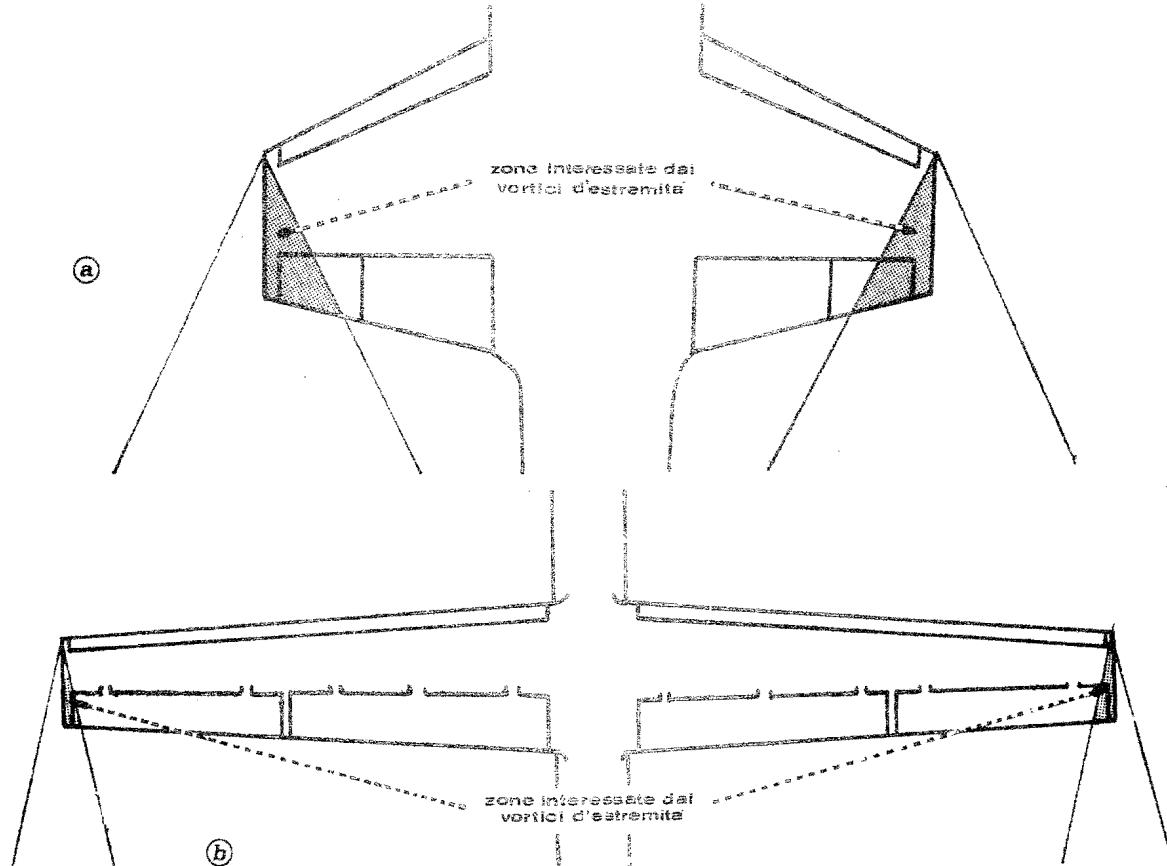


fig 9

Ossia un'ala di grande allungamento sarà molto meno influenzata dai vortici d'estremità, i quali interesseranno invece una zona notevole rispetto alla superficie totale di un'ala a basso allungamento (figura 9 a) e b)).

Il coefficiente di resistenza totale C_D consta dunque di due termini:

$$C_D = C_{D_p} + C_{D_i} \quad (*)$$

ove C_{D_p} varia nella maniera vista e C_{D_i}

aumenta all'aumentare dell'incidenza con il quadrato di C_L .

Evidentemente a portanza nulla** (e cioè ad incidenza nulla) sarà:

$$C_{D_i} = 0; C_{D_p} = C_{D_{p\min}}$$

e quindi:

$$C_D = C_{D_{p\min}} \quad (4)$$

cioè la resistenza sarà la minima possibile e quella velocità

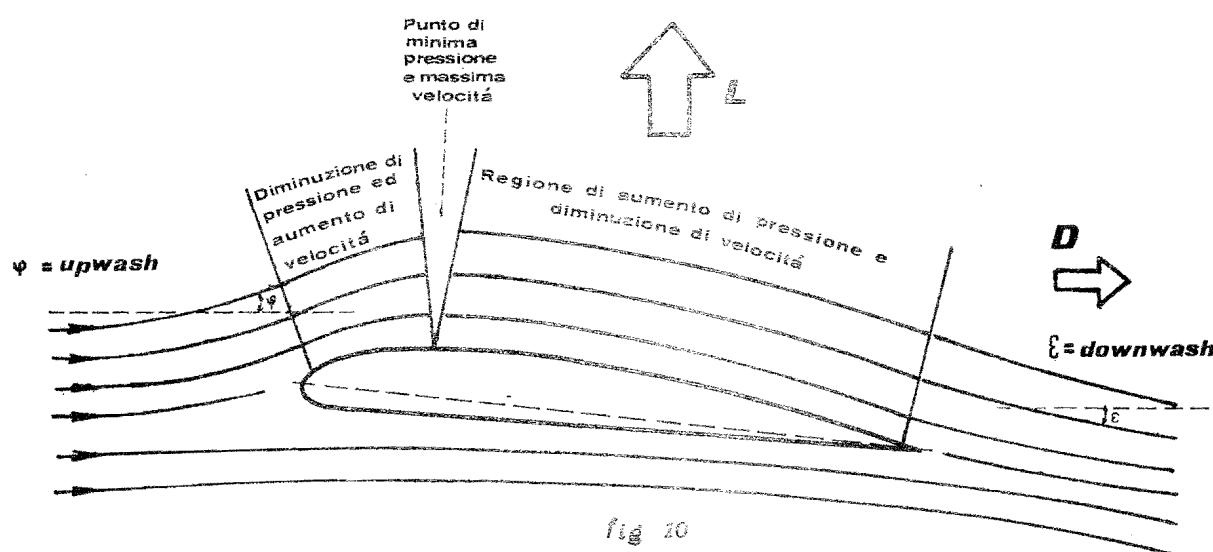


fig 10

* Cio' in campo subsonico, in quanto vedremo in seguito che un altro termine si dovrà aggiungere a quelli ora visti quando la fenomenologia involve gli effetti della compressibilità.

** Si ricorda che a portanza nulla è nullo il fattore di carico normale (ZERO "g").

4. Strato limite

La resistenza di attrito, che abbiamo visto nel paragrafo precedente, è dovuta alla viscosità dell'aria. Infatti, se noi ingrandiamo di molto la zona del campo aerodinamico nelle immediate vicinanze dell'ala, vediamo che uno strato sottilissimo di aria aderisce perfettamente all'ala senza scorrere su di questa, e la velocità degli strati successivi di aria cresce via via che ci si allontana dall'ala fino ad assumere il valore V .

La zona in cui la velocità dell'aria è sensibilmente inferiore alla V è detta strato limite. L'andamento della velocità all'interno dello strato limite è dato dal profilo di velocità rappresentato in figura 11.

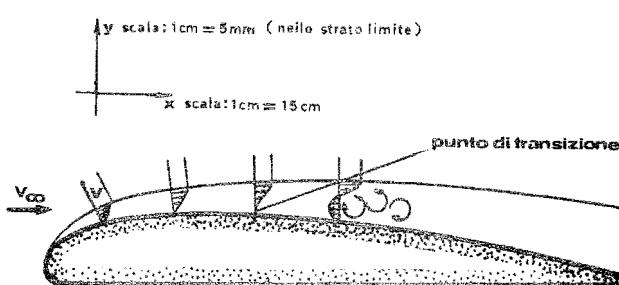


fig 11

Nei profili convenzionali lo spessore massimo, che all'incirca coincide col punto di minima pressione sul dorso, si trova in genere intorno ad 1/4 della lunghezza della corda a partire dal bordo d'attacco (0,25 C).

Al di là di questo punto l'aria incontra nel suo fluire una pressione che va via via aumentando, e viene cioè frenata nel suo moto, e ciò favorisce la transizione dello strato limite da laminare a turbolento* come mostrato nella figura 11.

Si formano cioè dei piccoli vortici all'interno dello strato limite che sono la causa principale della resistenza d'attrito.

Si capisce allora che la resistenza d'attrito sarà tanto più grande quanto maggiore è lo spessore percentuale del profilo.

* S noti che in queste condizioni lo strato limite è ancora aderente all'ala, e quindi possiamo anche essere molto lontani dalle condizioni di stallo, che sono caratterizzate da regime turbolento in tutta la zona a valle del centro di pressione e non solo dentro lo S.L.

5. Profili laminari

Alle grandi velocità la resistenza indotta diviene trascurabile di fronte alla resistenza di profilo** e poiché alle incidenze ordinarie di volo la parte di questa dovuta alla scia è assai piccola, segue che in quel caso la resistenza è dovuta quasi per intero alla resistenza di attrito. Dovde l'importanza di diminuire quest'ultima per quanto è possibile.

Ciò si otterrà innanzi tutto facendo la superficie dell'ala la più levigata possibile e facendo il profilo sottile, e soprattutto, per le ragioni viste nel paragrafo precedente, arretrando il punto di massimo spessore che può passare dal 25% della corda (sempre a partire dal bordo d'attacco) fino ad oltre il 50% della corda stessa.

Profili di tal genere si dicono laminari perché conservano laminare lo strato limite per un lungo tratto.

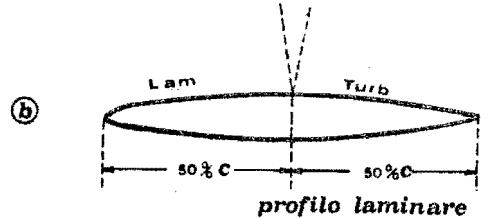
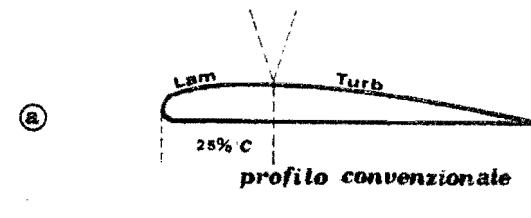


fig 12

Naturalmente l'arretramento del massimo spessore comporta un aumento della curvatura del bordo d'attacco.

6 Le piccole perturbazioni ed il numero di MACH

Quando un corpo si sposta nell'aria deve "spingerla" per farsi largo attraverso di essa e questa continua "spinta" si traduce nell'aria in piccoli disturbi che si spostano in tutte le direzioni sotto forma di onde di pressione di debole intensità.

Sono onde dello stesso genere (anche se di frequenza diversa) di quelle

** Infatti l'espressione della resistenza per la (3) si può scrivere:

$$D = \frac{1}{2} \rho s v^2 C_D p + \frac{1}{2} \rho s v^2 C_D i \quad (5)$$

all'aumentare di V per un dato peso del velivolo l'incidenza diminuisce, e ad incidenze molto basse possiamo considerare $C_D p$ (o) praticamente costante, quindi il primo termine cresce parabolicamente con V , mentre il secondo, per la piccola incidenza, assume valori irrilevanti.

che provvocano le corde vocali umane o qualche altra sorgente di "rumore".

Queste onde sono dette piccole perturbazioni e ciascuna di esse si propaga nell'aria secondo una sfera che ha per centro il punto in cui l'onda è stata emessa.

La velocità di propagazione di queste piccole perturbazioni non dipende dalla velocità con cui il corpo si sposta sia solamente dalle caratteristiche del mezzo (nel nostro caso l'aria).

Tale velocità è detta "velocità del suono" ed è indicata col simbolo " a "*.

Il rapporto V/a tra la velocità del corso attraverso l'aria e la velocità del suono in quella stessa aria è detto "numero di Mach" ed è indicato col simbolo M .

Se questo numero è molto minore di uno, ad esempio, 0.2; 0.3, ciò significherà che $V < a$, e $M < 1$; potremo considerare tranquillamente del tutto separati i fenomeni connessi con lo scostamento del corso nell'aria da quelli connessi con la propagazione dei disturbi.

Ma se il numero di Mach si andrà avvicinando ad uno, per esempio, $M = 0.8$; 0.9 dobbiamo aspettarci che le due fenomenologie vengano ad interferire l'una con l'altra.

• • • • • INCOMPRESSIBILITÀ.

Se il numero di Mach è sufficientemente vicino di uno la propagazione dei piccoli disturbi non interferirà con la circolazione dell'aria attorno al nostro oggetto, cioè, come suol darsi, non si manifestheranno fenomeni di "compressibilità". Ciò equivale a dire che potremo considerare l'aria come un fluido "incompressibile".

Un fluido si può considerare incompressibile quando a variazioni finite di pressione corrispondono variazioni di volume estremamente piccole da poter essere trascurate.

Ciò significa che una certa massa d'aria (ad esempio quella di 1 Kg.) occuperà sempre lo stesso volume pur varian-
do la sua pressione.

Dunque, se dell'aria che si può considerare incompressibile, fluisce in un condotto a sezione variabile, la massa

d'aria che nell'unità di tempo passa attraverso una sezione (1-1) dovrà essere uguale a quella che passa attraverso qualche altra sezione (ad esempio: 2-2). (Vedi figura 13)

Infatti, per l'ipotesi fatta non potendo esservi variazioni del volume del la nostra massa d'aria non potranno esservi "accumuli" né "rarefazioni" fra le sezioni 1 e 2.

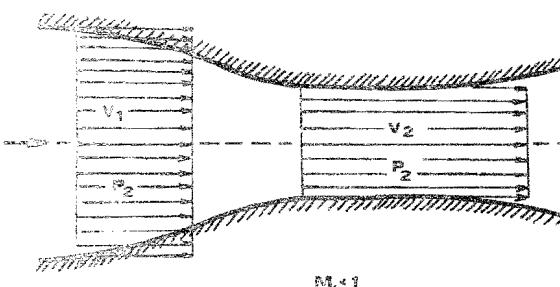


fig 13

Il volume d'aria che passa nell'unità di tempo attraverso la sezione 1 sarà $A_1 V_1$, nella sezione 2 sarà $A_2 V_2$ (ove con A si sono indicate le aree delle due sezioni, e con V la velocità).

Per quanto detto dovrà essere:

$$A_1 V_1 = A_2 V_2 \quad (6)$$

(costanza della portata volumetrica)

Ossia a sezioni maggiori corrispondono velocità minori e viceversa.

Sempre a proposito del moto dei fluidi, è nota l'espressione del teorema di BERNOULLI**

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 \quad (7)$$

ove :

p = è la pressione statica, ossia la pressione del fluido misurata ad esempio da un manometro che viaggi con la corrente.

ρ = è la densità del fluido (rapporto fra massa e volume di una certa quantità d'aria e quindi costante per l'ipotesi di incompressibilità).

$\frac{1}{2} \rho V^2$ = è detta pressione dinamica, e rappresenta l'aumento di pressione che si potrebbe realizzare in seno al fluido se questo venisse fermato senza spreco.

* La velocità del suono nei gas ideali dipende solo dalla loro temperatura, secca assoluta: $a = \sqrt{KRT}$

** K = rapporto (costante) tra i colori specifici C_p e C_v rispettivamente a pressione e a volume costante (per l'aria $K \approx 1.4$).

R = costante caratteristica dei gas perfetti.

T = temperatura assoluta ($^{\circ}\text{K}$).

• a 20°C è: $a \approx 340 \text{ m/s}$

** Tale espressione è valida nel caso si possa trascurare la variazione di pressione lungo la verticale dovuta alla forza di gravità, ossia per fluidi a densità sufficientemente bassa ed in condizioni di altezza sufficientemente piccola ed orizzontali.

chi d'energia* .

Il significato dell'espressione di Bernoulli è che la somma della pressione statica e di quella dinamica è costante in ogni sezione. Questo vuol dire che

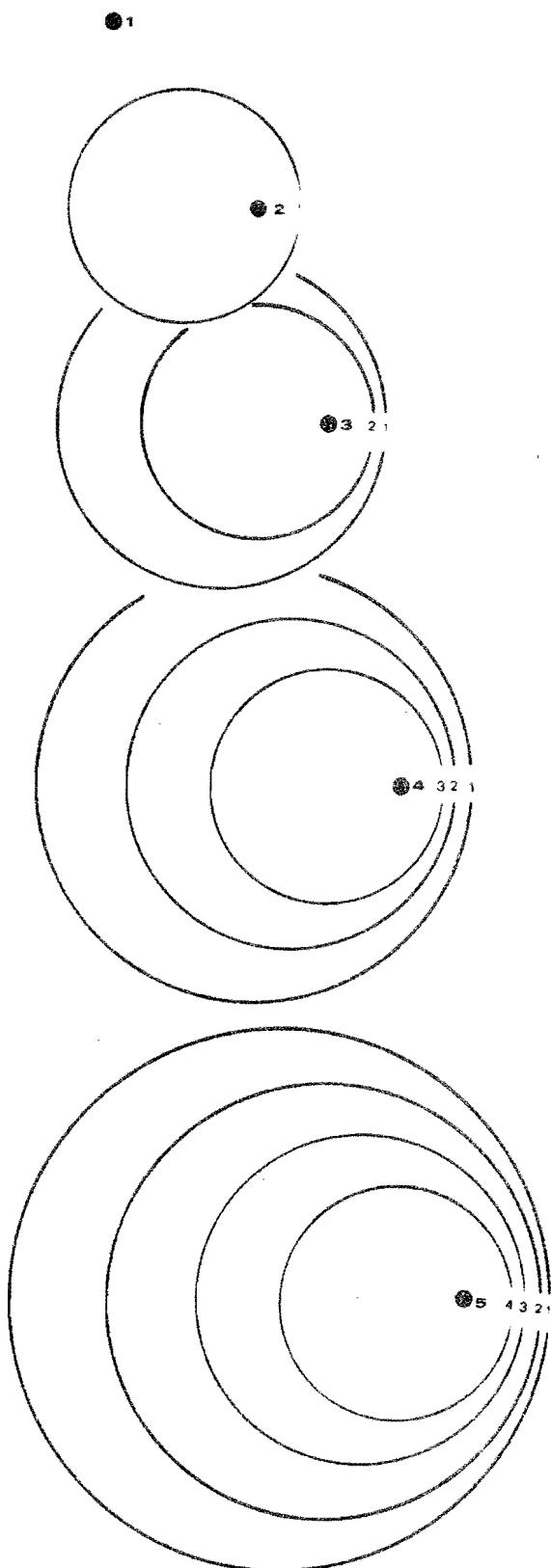


fig 14

* Isentropicamente.

all'aumentare della pressione dinamica, e cioè della velocità, si ha una diminuzione della pressione statica e viceversa; ossia, nella (7) se $V_2 > V_1$ dovrà essere $p_2 < p_1$. Ma per la (6) è $V_2 > V_1$ se $A_1 < A_2$ e quindi la cressione statica sarà maggiore dove la sezione è maggiore e viceversa.

Si sottolinea ancora che ciò è valido solo se è valida l'ipotesi di incompressibilità (acost) ossia, come vedremo in seguito, solo, in campo subsonico, quando il numero di Mach è sufficientemente minore di uno.

8. Le linee di Mach.

Nei paragrafi precedenti abbiamo visto che le piccole perturbazioni si propagano nell'aria con la "velocità del suono".

Un punto materiale che si muova a $M < 1$ occupando successivamente le posizioni 1, 2, 3, 4, ci figura 14, emetterà in ciascuna di queste posizioni una piccola perturbazione**.

Le configurazioni nei successivi istanti saranno quelle mostrate nella figura 14.

Come si vede il punto seguirà le piccole perturbazioni, che si allontaneranno da lui con velocità $a - V$ (a è la velocità del suono).

Se invece il punto si muove a $M > 1$ ossia $V > a$, in ogni successiva posizione esso emetterà una piccola perturbazione, ma poi si sposterà da quella posizione più rapidamente della perturbazione stessa, superandola. La configurazione all'istante 5 sarà allora quella mostrata in fig. 15, ove si vede che quando il punto si trova nella posizione 5 avrà già superato tutte le onde emesse nelle posizioni precedenti.

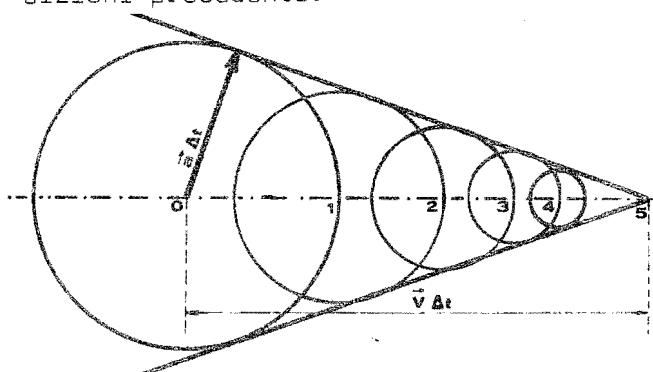


fig 15

Se tra il momento in cui il punto si trova in 0 e quello in cui si trova in 5 è passato un tempo At , lo spazio percor-

** In effetti ciò avviene con continuità, e non ad istanti separati come schematizzato in figura 14.

sc sarà:

$$\overline{O-5} = V \cdot \Delta t \quad (e)$$

contemporaneamente l'onda emessa in C avrà percorso uno spazio:

$$R_o = a \cdot \Delta t \quad (e)$$

Dal triangolo O-A-5, rettangolo in A si ha:

$$\operatorname{sen} \gamma = \frac{R_o}{\overline{O-5}} = \frac{a \cdot \Delta t}{V \cdot \Delta t} = \frac{a}{V} = \frac{1}{M} \quad (e)$$

Analogo discorso si può fare per le successive distanze 1-5, 2-5, etc., ed i relativi intervalli di tempo Δt ; Δt etc.

Dunque la linea che istante per istante inviluppa le posizioni occupate da tutte le perturbazioni emesse dal punto in movimento è una retta che forma con la direzione della velocità un angolo μ tale che:

$$\operatorname{sen} \mu = \frac{1}{M} \quad (e)$$

tale linea* è detta linea di Mach o linea di compressione isentropica.

Attenzione però, la linea di Mach non è un'onda d'urto, in quanto in ogni punto l'intensità del disturbo è quella infinitesima di una piccola perturbazione, e le condizioni termodinamiche dell'aria a monte ed a valle sono le stesse.

9. Onde d'aria oblique.

Se ora il corpo che evenza nella corrente non è più un punto materiale, ma un solido di dimensioni finite, ad esempio un'ala, le cose andranno come nel caso del punto materiale, solo che il disturbo generato nell'aria è ancora piccolo; ossia, essendo non infinitesime le dimensioni del corpo dovrà essere sufficientemente piccola la sua velocità.

Se cioè il corpo urta contro l'aria che gli sta innanzi con non grande violenza noi potremo considerare che esso genera delle variazioni di pressione di debole intensità e cioè possiamo considerare l'aria incompressibile. Quindi queste piccole perturbazioni, propagandosi con la velocità del suono davanti

all'ala, "avvertiranno" l'aria che l'ala sta sopraggiungendo dandole modo di aprirsi per farla passare come mostrato in figura 16.



fig 16

Ma se la velocità dell'ala è grande, grande sarà la violenza con cui il corpo urterà l'aria, le variazioni di pressione saranno grandi e l'aria verrà urtata dall'ala prima di avere avuto il tempo di aprirsi.

Le forti variazioni di pressione causeranno variazioni di densità non trascurabili e quindi non potremo più considerare incompressibile la nostra aria.

Inoltre queste perturbazioni, non essendo piccole, viaggeranno ad una velocità superiore a quella del suono: chiameremo W questa velocità di propagazione ($W > a$).

Quando consideriamo l'ala fissa ed il fluido in movimento, le perturbazioni anzidette si concretizzano in deviazioni delle linee di corrente dall'andamento rettilineo (vedi figura 17) e parallelo all'asse del moto che esse avrebbero senza la presenza del corpo aereo (corrente libera).

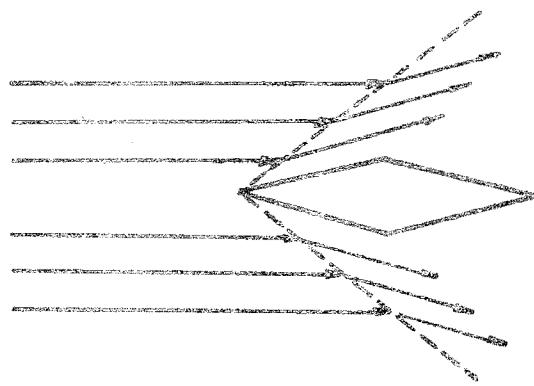


fig 17

Tali deviazioni sono, invero, inevitabili per il fatto che la corrente de-

*Naturalmente in campo tridimensionale avremo un cono rivolto per varicare il punto in movimento.

ve aprirsi per far posto all'ala, la quale, per giunta, essendo destinata a generare una portanza è necessariamente inclinata rispetto alla direzione del moto.

Esse sono più o meno forti, più o meno brusche, a seconda della forma del profilo adoperato e del valore dell'incidenza. Possono ridursi soltanto facendo l'ala sottile, con bordi aguzzi, ed adoperando piccole incidenze.

Ora, se la velocità con cui si muove l'ala, è superiore a quella con cui si propaga l'impulso, l'ala giunge nel fluido in riposo prima ancora che vi sia per venuta l'onda della perturbazione. Vale a dire che la corrente davanti all'ala conserva tutte le caratteristiche della corrente libera.

Analogamente a quanto avveniva nel caso del paragrafo precedente la nostra ala lascerà dietro di sé una linea inviluppo dei disturbi da essa generata (ve si figura 18), solo che stavolta essendo i disturbi di intensità finita, finite ed apprezzabile sarà la variazione dei parametri termodinamici a monte e a valle di tale linea.

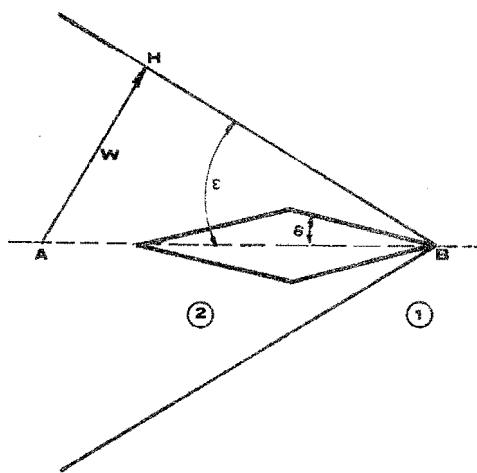


fig 18

Tale linea (o, in campo tridimensionale, tale superficie) è "l'ONDA D'URTO".

In definitiva l'onda d'urto separerà le zone dello spazio, una delle quali, quella "a valle" dell'onda, indicata in figura 18 con 2, nella quale l'aria ha già subito la perturbazione dovuta al passaggio del corpo, e la zona 1 in cui la perturbazione non è ancora giunta.

Ciò che questa perturbazione è, come abbiamo detto, principalmente un aumento di pressione, cui è associato un aumento delle densità e della temperatura, ossia,

attraversando l'onda d'urto l'aria viene "compressa adiabaticamente", infatti l'onda d'urto è anche detta "onda di compressione adiabatica".

Riferendoci alla figura 18 potremo scrivere (se la distanza A B corrisponde ad un intervallo di tempo unitario):

$$A H = W ; \quad A B = V$$

e quindi similmente al caso del paragrafo precedente:

$$\operatorname{sen} \epsilon = \frac{W}{V} \quad (12)$$

con l'avvertenza che W rappresenta la velocità del disturbo, è maggiore della velocità del suono, e dipende dall'intensità del disturbo, quindi sia dal numero di Mach che dalla forma del corpo.

L'angolo ϵ che l'onda d'urto forma con la direzione della corrente, e quindi l'intensità dell'urto stesso dipenderanno dunque, ad un certo numero di Mach, dall'angolo di deviazione della corrente " δ " causato dal corpo (figura 19).

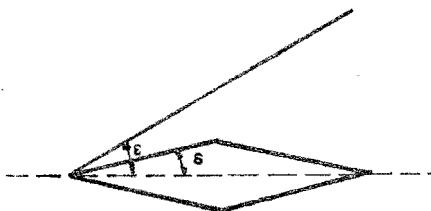


fig 19

Esistono delle tabelle e dei diagrammi che, in funzione di δ e di M danno il valore di ϵ .

Il caso esposto nel paragrafo precedente si può considerare come un caso particolare di questo:

ponendo $\delta = 0$; $W = a$ si trova:

$$\operatorname{sen} \epsilon = \frac{a}{V} = \frac{1}{M} \quad (13)$$

$$\epsilon = \mu$$

Ricapitolando: i piccoli disturbi si propagano nell'aria con la velocità del suono a .

I piccoli disturbi sono generati da un corpo di dimensioni infinitesime (punto materiale) che si sposta nell'aria a velocità qualunque, oppure da un corpo di dimensioni finite che viaggi a velo-

cità inferiore a quella del suono ($M < 1$).

I disturbi (leggasi: variazioni) di pressione, temperatura e densità non piccoli causati da un corpo infinitesimo che viaggi a velocità prossima o superiore a quella del suono si propagano con velocità $W > a$. Tale velocità dipende dall'intensità del disturbo e quindi dalla forma del corpo e dalla sua velocità.

La superficie che separa la zona dello spazio già "disturbata" da quella non

ancora "disturbata" si chiama "onda d'urto" o onda di "compressione adiabatica".

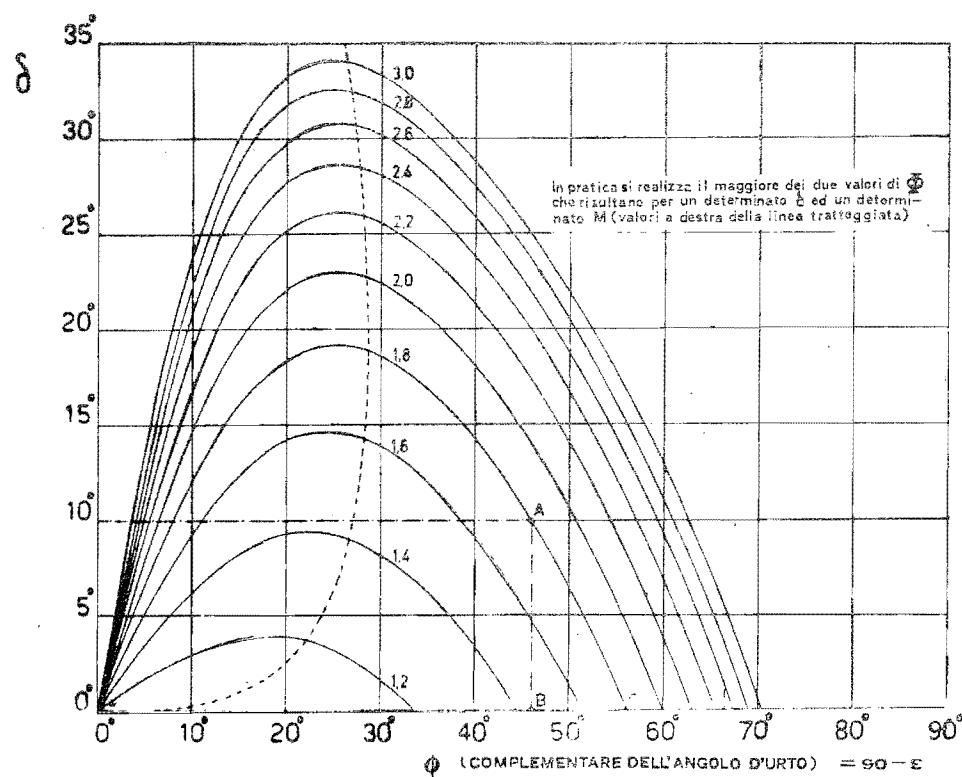
10. Onde d'urto curve staccate dallo spigolo.

Le tabelle ed i diagrammi che permettono di ricavare la posizione dell'onda d'urto conoscendo l'angolo di deviazione della corrente ed il numero di Mach a maonte sono ricavate dalla soluzione delle famose equazioni cubiche di Meyer, che permettono di risolvere tut-

ANGOLI DI URTO DEBOLE IN FUNZIONE DI M_1 E δ

$\delta \diagdown M_1$	1.60	1.61	1.62	1.63	1.64	1.65	1.66	1.67	1.68	1.69
00.0	38.68	38.40	38.12	37.84	37.57	37.31	37.04	36.78	36.53	36.28
01.0	39.69	39.39	39.10	38.82	38.54	38.27	38.00	37.74	37.47	37.22
02.0	40.72	40.42	40.13	39.84	39.55	39.27	38.99	38.72	38.45	38.19
03.0	41.81	41.49	41.19	40.89	40.59	40.30	40.02	39.74	39.46	39.19
04.0	42.93	42.61	42.29	41.98	41.68	41.38	41.08	40.79	40.51	40.23
05.0	44.11	43.77	43.45	43.12	42.81	42.50	42.19	41.89	41.60	41.31
06.0	45.34	44.99	44.65	44.32	43.99	43.67	43.35	43.04	42.74	42.44
07.0	46.65	46.28	45.92	45.57	45.23	44.89	44.56	44.24	43.92	43.61
08.0	48.03	47.64	47.26	46.90	46.53	46.18	45.84	45.50	45.17	44.85
09.0	49.51	49.10	48.70	48.30	47.92	47.55	47.18	46.83	46.48	46.14
10.0	51.12	50.67	50.24	49.81	49.41	49.01	48.62	48.24	47.88	47.52
11.0	52.88	52.39	51.92	51.46	51.01	50.58	50.17	49.76	49.37	48.99
12.0	54.89	54.33	53.79	53.28	52.79	52.31	51.85	51.41	50.99	50.57
13.0	57.28	56.60	55.97	55.37	54.80	54.26	53.74	53.24	52.77	52.31
14.0	60.54	59.55	58.69	57.91	57.20	56.54	55.93	55.34	54.79	54.27
14.2	61.44	60.31	59.35	58.51	57.76	57.06	56.42	55.81	55.24	54.70
14.4	62.57	61.18	60.09	59.17	58.35	57.61	56.93	56.30	55.70	55.14
14.6	64.37	62.24	60.93	59.89	58.99	58.20	57.48	56.81	56.19	55.60
14.8	63.77	61.94	60.70	59.70	58.83	58.05	57.35	56.69	56.08	
15.0			63.31	61.66	60.49	59.52	58.68	57.92	57.23	56.58
15.2				62.93	61.42	60.29	59.35	58.53	57.79	57.11
15.4					62.59	61.19	60.11	59.20	58.40	57.67
15.6					64.74	62.30	60.98	59.94	59.05	58.27
15.8						64.05	62.04	60.78	59.78	58.92
16.0							63.58	61.80	60.60	59.63
16.2								63.21	61.58	60.44
16.4									62.90	61.39
16.6										62.63

$\delta \diagdown M_1$	1.70	1.71	1.72	1.73	1.74	1.75	1.76	1.77	1.78	1.79
00.0	36.03	35.79	35.55	35.31	35.08	34.85	34.62	34.40	34.18	33.90
01.0	36.96	36.72	36.47	36.23	35.99	35.76	35.52	35.30	35.07	34.85
02.0	37.93	37.67	37.42	37.17	36.93	36.69	36.45	36.22	35.99	35.76
03.0	38.92	38.66	38.40	38.15	37.90	37.65	37.41	37.17	36.94	36.70
04.0	39.96	39.69	39.42	39.16	38.90	38.65	38.40	38.16	37.92	37.68
05.0	41.03	40.75	40.48	40.21	39.94	39.68	39.43	39.18	38.93	38.68
06.0	42.15	41.86	41.58	41.30	41.02	40.76	40.49	40.23	39.98	39.73
07.0	43.31	43.01	42.72	42.43	42.15	41.87	41.60	41.33	41.07	40.81
08.0	44.53	44.22	43.91	43.62	43.32	43.04	42.75	42.48	42.20	41.94
09.0	45.81	45.49	45.17	44.86	44.55	44.25	43.96	43.67	43.39	43.11
10.0	47.17	46.83	46.49	46.16	45.84	45.53	45.22	44.92	44.63	44.34
11.0	48.61	48.25	47.90	47.55	47.21	46.88	46.56	46.24	45.93	45.63
12.0	50.17	49.78	49.40	49.03	48.67	48.32	47.98	47.64	47.32	47.00



— Relazione tra gli angoli δ e gli angoli ϕ per una serie di valori M_1 .

fig 21

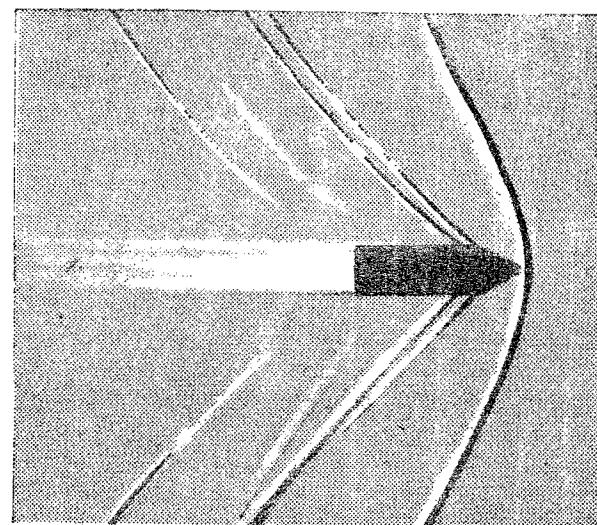
ti i problemi relativi ad una corrente supersonica obbligata a deviare per la presenza di uno spigolo.

A titolo di esempio si riporta una parte delle tabelle ed uno dei diagrammi (figure 20 e 21) predetti.

Da tale diagramma, o dalla tabella, si vede che, per una data deviazione δ della corrente, esiste un numero di Mach, M_1 , al disotto del quale non si può andare, e, viceversa, per un dato M_1 , esiste una deviazione δ che non si può superare. Vale a dire che, quando M_1 è troppo piccolo o δ troppo grande, non esiste un fronte d'urto rettilineo passante per lo spigolo capace di stabilire l'equilibrio della corrente supersonica che incontra lo spigolo stesso. Nei casi ora accennati l'onda d'urto si distacca dallo spigolo portandosi avanti ad esso, ad una distanza tanto maggiore quanto più piccolo è M_1 o quanto più grande è δ . Nello stesso tempo la linea cessa di essere rettilinea e si incurva. Un esempio si ha dalla figura 22, tratta dalla fotografia di un proiettile.

L'incurvamento avviene perché, quando l'urto è troppo forte, per essere relativamente grande la deviazione imposta alla corrente, la velocità diminuisce tanto da ridursi a valle del fronte d'urto a valori subsonici.

Cessa, allora, di essere valida la teoria in base alla quale sono ricavate le formule di Meyer, e poiché d'altra parte una forte perturbazione si propaga con velocità che diminuisce con la distanza finendo col diventare uguale a quella del suono, l'onda distaccata s'incurva verso il corpo che la produce, tendendo ad assumere l'inclinazione che corrisponde all'angolo di Mach (quello della linea di compressione isentropica).



DA UNA FOTO DI PROETTILE IN VOLO
(riprodotta da Durand, Aerodynamic Theory)

fig 22

Modo di variare della velocità in campo supersonico.

Consideriamo ora un condotto a sezione variabile come indicato in fig. 23.

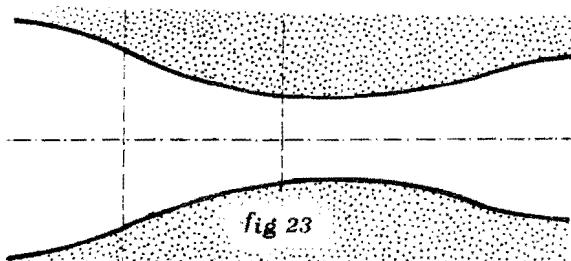


fig 23

La pagina 6 si è visto che, finché si può considerare il fluido incompressibile, e cioè a $M \ll 1$, ad una diminuzione delle sezioni corrisponde un aumento di densità ed una diminuzione di pressione (Bernoulli).

Abbiamo anche visto, però, che man mano che il numero di Mach aumenta si fanno più evidenti i fenomeni dovuti alla compressibilità, e cioè la variazione di densità e, aggiungiamo qui, di temperatura.

La formula che dà la variazione della velocità in funzione della variazione di area delle sezioni del condotto tenendo conto della compressibilità del fluido ad un certo numero di Mach è la seguente:

$$\frac{dV}{V} = \frac{dA}{A} (M^2 - 1)$$

c.e.: dV = Variazione di velocità

dA = Variazione di area

A = Area della sezione (grandezza sicuramente positiva)

V = Velocità del fluido (positiva nel senso della corrente)

Facilmente dV sarà positiva se la velocità aumenta e negativa se V diminuisce, dA sarà positiva se l'area aumenta ossia se il condotto si va allargando e negativa se il condotto si restringe.

Dalle (14) si vede che: se $M < 1$ si ha $M^2 < 1$, il segno dell'espressione $(M^2 - 1)$ è negativo e quindi dV ha segno opposto a dA ; quindi in campo subsonico se l'area aumenta la velocità diminuisce come già sapevamo.

Ma se $M > 1$ si ha $M^2 > 1$ e dunque dV ha lo stesso segno, quindi: "in campo supersonico ad un aumento di area corrisponde un aumento di velocità e viceversa".

Nelle condizioni che stiamo esaminando l'aumento della pressione in fun-

zione dell'area del condotto è regolato da una formula analoga alla precedente:

$$\frac{dA}{A} = \frac{dp}{p} \cdot \frac{1 - M^2}{M^2}$$

ove dp è la variazione di pressione.

Ripetendo il ragionamento già fatto si vede che: per $M < 1$ (campo subsonico) ad un aumento di area corrisponde un aumento di pressione e viceversa.

Per $M > 1$ (campo supersonico) accade il fenomeno opposto e cioè quando aumenta l'area la pressione diminuisce e viceversa.

La fig. 24 schematizza quanto sopra esposto.

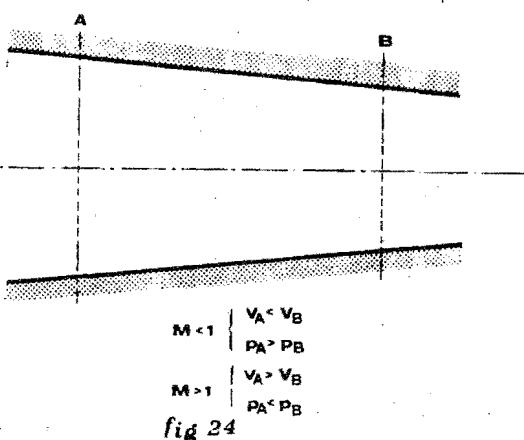


fig 24

Intuitivamente quanto ora esposto si può spiegare in questo modo: supponiamo che il condotto sia convergente (figura 24) se la velocità dell'aria è molto grande ($M > 1$) la massa d'aria che nell'unità di tempo ha attraversato la sezione A troverà difficoltà ad attraversare nello stesso tempo la sezione B che è più stretta e pertanto l'aria si "ammucchia" a monte della sezione B provocando un aumento di densità e di pressione.

Una volta aumentata la densità, la stessa massa di aria occuperà un volume minore, e quindi potrà fluire attraverso la sezione B con una velocità addirittura inferiore a quella che aveva in A.

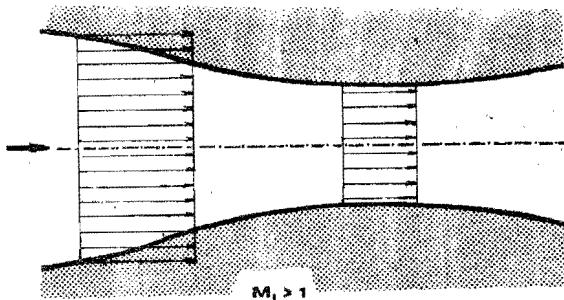


fig 25

Consideriamo ora una corrente supersonica che scorra lungo una parete non rettilinea (figura 26).



fig. 26

Possiamo benissimo immaginare che questa parete sia la metà inferiore del condotto mostrato in figura 19 e che in questo caso il condotto abbia diametro infinito.

La parete potrà anche avere la forma di figura 27, e cioè presentare una brusca variazione di direzione (abbiamo supposto $M > 1$).

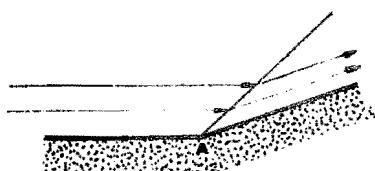


fig. 27

In corrispondenza del punto A è come se si avesse una brusca diminuzione della sezione del condotto e dunque altrettanto brusche e violente dovranno essere le variazioni di pressione e di velocità che nel caso di pagina 12 erano graduali. Naturalmente le linee di corrente più lontane dalla parete risentiranno della variazione della sezione più tardi di quelle più vicine a causa della velocità del fluido.

Si formerà allora l'onda d'urto A-B (figura 28) a valle della quale si avrà, come sapevamo, con la deviazione della corrente, un aumento di pressione e di temperatura e, per quanto abbiamo ora visto, una diminuzione della velocità.

Dunque si avrà per due motivi anche una diminuzione del n° di Mach. Infatti è:

$$M = V/a; \quad a = \sqrt{\gamma R T} \quad (\text{vedere nota a pag. 7})$$

$$M = V/\sqrt{\gamma R T}$$

(16)

quindi M diminuirà sia per la diminuzione del numeratore che per l'aumento del denominatore.

Naturalmente le due figure 28 e 29 si equivalgono ai nostri fini e quindi quanto detto per un condotto del tipo di figura 28 vale anche per il profilo supersonico di figura 29.

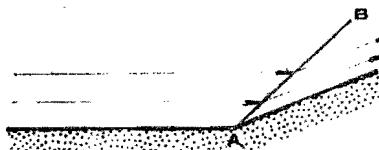


fig. 28

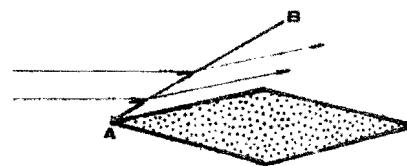


fig. 29

Finora si è parlato solo di compressioni, ma il ragionamento si può facilmente estendere al caso delle espansioni: se il condotto si va allargando, per quanto detto a pagina 12 la pressione e la temperatura diminuiscono, la velocità (e, con essa ed inversamente a \sqrt{T} , il numero di Mach) aumenta.

Se la direzione della parete del condotto varia bruscamente come in figura 30, l'espansione avverrà non bruscamente

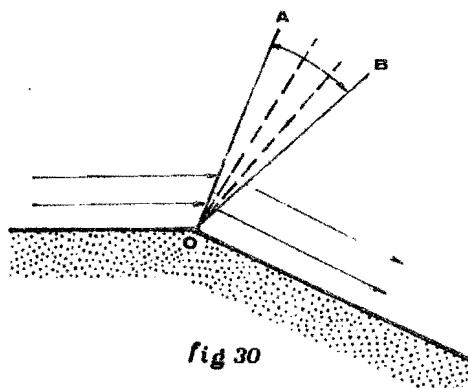


fig. 30

come la compressione del caso precedente, ma sarà graduale* attraverso la zona A-B che viene detta diedro o "ven". Infatti la deviazione della corrente non è brusca, ma può considerarsi formata da una successione di infinite variazioni infinitesime di direzione.

"taglio" di espansione.

Dunque nel caso di espansioni supersoniche non si ha onda d'urto ma ventagli di espansione (con graduale diminuzione di pressione, temperatura e densità, e graduale aumento di velocità e numero di Mach).

Notiamo, per concludere, che in un condotto a sezione variabile in cui evolve una corrente supersonica non potendo più essere considerata costante la densità, non sarà più costante la portata volumetrica $V \cdot A$ (A =sezione del condotto). Continuerà per altro ad essere costante la portata massica.

$$\dot{m} = \rho V A$$

Questa espressione,

$$\rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 \quad (17)$$

è, d'altra parte, l'espressione di partenza per ricavare analiticamente i risultati esposti in questo paragrafo.

12. Onde d'urto normali.

Tornando un momento alle linee di Mach (quelle cioè generate da un corpo infinitesimo), nel caso (fig. 31) in cui fosse $V=\alpha$ ossia $M=1$ si avrebbe

$$\operatorname{sen} \mu = \frac{\alpha}{V} = \frac{1}{M} = 1 \quad (18)$$

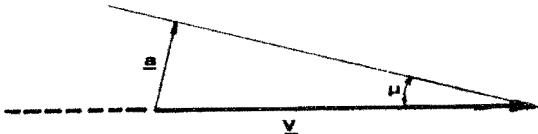


fig 31

ossia

$$\mu = 90^\circ$$

e la configurazione del fenomeno sarebbe quella di figura 32 e naturalmente la "linea di compressione isentropica" avrebbe significato solo nell'intorno del punto B, e passerebbe per tale punto, ossia per la posizione del punto materiale all'istante considerato.

In tale caso sarebbe: a monte del punto B:

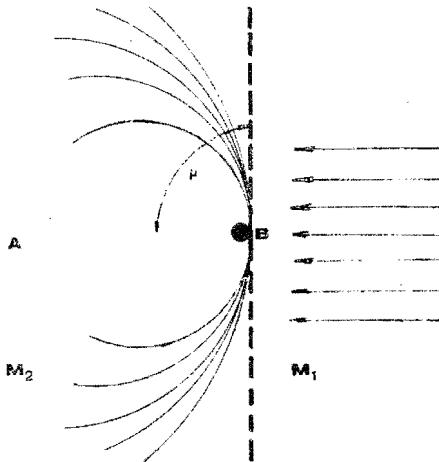


fig 32

$$M_\infty = M_1 = 1$$

corrente non ancora perturbata; ed a valle:

$$M_2 = 1$$

corrente già perturbata.

Consideriamo ora un corpo di forma tozza che avanzi velocemente nell'aria (ve di fig. 33)

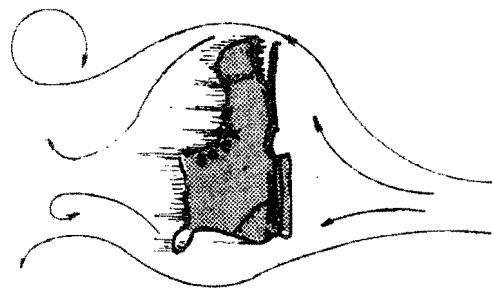


fig 33

In una zona molto vicina al corpo, e per tutta la lunghezza h si avrà una "zona di ristagno" ossia l'aria dovrà essere ferma rispetto al corpo.

Tale zona di ristagno avrà un'estensione tanto più ridotta quanto meno il corpo sarà tozzo. In un profilo alare con bordo d'attacco arrotondato la zona di ristagno sarà praticamente ridotta ad un punto (fig. 34).

Tale punto di ristagno è necessariamente presente anche se la corrente è supersonica; in tal caso, però nello intorno del punto di ristagno dovrà, per

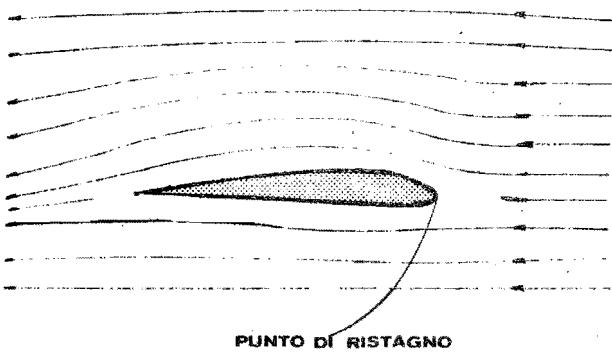


fig 34

evidenti ragioni di continuità, esservi una zona in cui il flusso è subsonico. (Vedere figura 35)

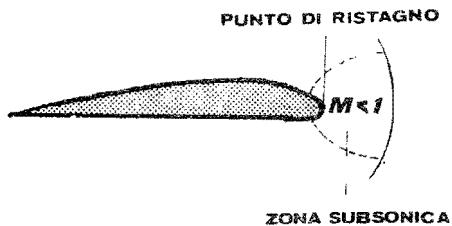


fig 35

Ossia, passando il numero di Mach da $M>1$ a $M=0$ dovrà essere per un certo tratto $M<1$.

In tale zona le perturbazioni generate dal profilo si allontaneranno verso monte precedendo il profilo stesso, e tuttavia, essendo la velocità della corrente indisturbata supersonica, esse dovranno addensarsi ad una certa distanza dal profilo stesso, dando luogo ad una discontinuità che trasformi il flusso da supersonico a subsonico.

Tale discontinuità è detta onda d'urto normale. La sua distanza dal corpo e l'estensione della zona subsonica dipenderanno ovviamente dal numero di Mach della corrente indisturbata e dalla forma più o meno affusolata del bordo di attacco.

All'aumentare del n° di Mach l'onda d'urto normale andrà avvicinandosi al profilo riducendo l'estensione della zona subsonica. Dovendo essere necessariamente $M=1$ a valle dell'onda d'urto normale, quanto maggiore sarà M a monte di essa tanto più violento sarà l'urto, os-

sia l'aumento di pressione attraverso l'onda, e tanto maggiore la dissipazione di energia, e quindi l'aumento di temperatura, e quindi minore il numero di Mach a valle dell'onda stessa.

Risulta quindi evidente nei velivoli supersonici la convenienza di fare dei bordi di attacco a spigolo vivo, ossia a curvatura infinita, in modo da eliminare il punto di ristagno e la zona subsonica, trasformando così l'onda normale in due onde oblique appoggiate al bordo d'attacco.

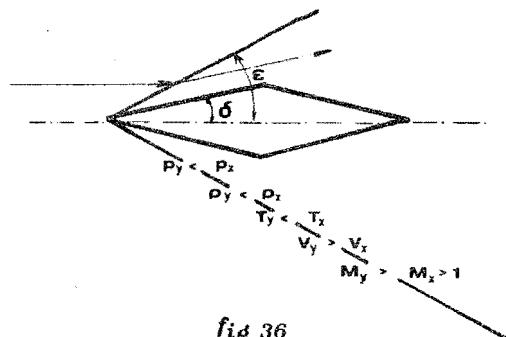


fig 36

Per ottenere ciò l'angolo formato dallo spigolo del bordo d'attacco dovrà essere sufficientemente acuto, in maniera che quel valore dell'angolo di cui si parlò nel paragrafo 10 per cui l'onda d'urto si distacca dallo spigolo, non venga superato se non per valori di M molto bassi.

Esistono, per l'urto normale, delle tabelle che, in funzione del numero di Mach a monte dell'onda danno il numero di Mach a valle, nonché i rapporti:

$$\frac{T_y}{T_x}, \frac{P_y}{P_x}, \frac{\rho_y}{\rho_x}$$

(ove gli indici y e x denotano rispettivamente condizioni a monte ed a valle dell'urto).

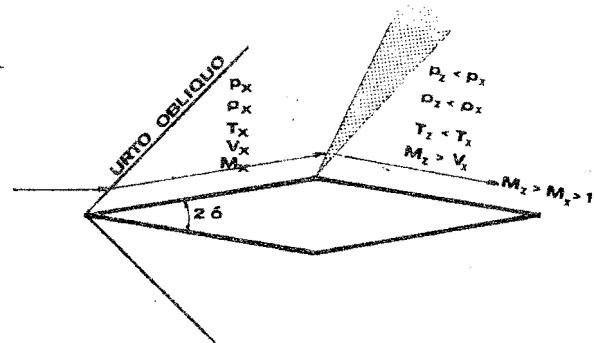


fig 37

13. Riepilogo sulle onde d'urto.

a) Urto obliquo:

Si ha quando la corrente supersonica viene deviata da suo andamento rettilineo nel senso che tende a far avvicinare le linee di corrente fra loro.

Attraverso tale urto si ha:

- aumento della pressione
- aumento della densità
- aumento della temperatura
- aumento dell'entropia
- diminuzione della velocità
- diminuzione del numero di Mach che resta tuttavia generalmente supersonico per i valori dell'angolo δ che di solito intervengono nel caso di velivoli supersonici.

Dati δ ed M_∞ si ricavano facilmente (con tabelle o con famose formule), gli altri parametri ed i rapporti fra di essi.

Nel caso che l'angolo δ superi il valore limite per quel numero di Mach a monte, l'onda d'urto si incurva, si stacca dallo spigolo e le tabelle e le formule citate non sono più valide.

b) Ventaglio o diedro di espansione:

Si ha quando la corrente supersonica viene deviata nel senso che tende ad allontanare le linee di flusso fra di loro.

Attraverso tale ventaglio si ha:

- l'entropia rimane costante
- la pressione diminuisce
- la densità diminuisce
- la temperatura diminuisce
- la velocità aumenta
- il numero di Mach aumenta.

In fig. 38 è mostrato il campo aerodinamico completo attorno ad un profilo "a diamante" in volo supersonico ad incidenza $\alpha > \delta$.

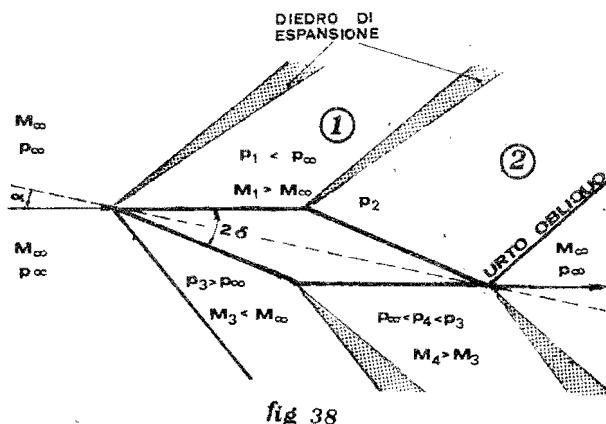


fig 38

Dalla figura si rileva immediatamente, visto l'andamento delle pressioni sul ventre e sul dorso dell'ala, quale sia la genesi della portanza in volo su personico.

c) Urto normale: (od onda curva)

Si ha quando, per qualche motivo, è necessario che il flusso si trasformi bruscamente da supersonico a subsonico, ad esempio quando un corpo di forma tozza viaggia a $Mach > 1$.

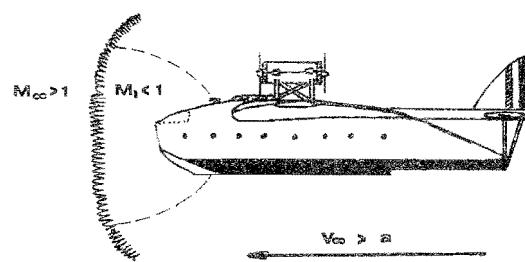


fig 39

14. I regimi di volo in funzione di «M».

Si suole da taluno definire subsonico il campo aerodinamico quando M è decisamente minore di uno, transonico quando M è da poco minore a poco maggiore di uno e supersonico quando M è decisamente maggiore di uno.

Ciò non è molto corretto.

Consideriamo il profilo di figura 40,

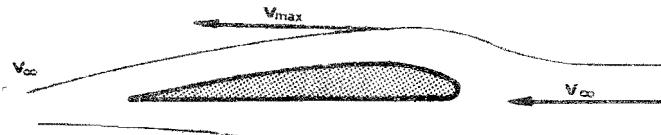


fig 40

è noto che la velocità dell'aria attorno al profilo aumenta da V_∞ a monte a V_{max} in corrispondenza del massimo spessore e poi diminuisce fino a V_∞ a valle.

Alo stesso modo varia il numero di Mach "locale" attorno al profilo.

Diremo che il profilo vola in regime subsonico se in ogni punto del campo aerodinamico è $M < 1$ (E' chiaro che sarà sufficiente che sia $M < 1$ in corrispondenza del massimo spessore, ossia di V_{max}).

All'aumentare di V , la V_{max} andrà anch'essa aumentando finché ad un certo punto sarà uguale alla velocità del suono a . A monte ed a valle del massimo spessore sarà $V < a$ e soltanto in corrispondenza del massimo spessore sarà $V = a$. Allora in corrispondenza del massimo spessore sarà $M = 1$.

Il numero di Mach a monte, M^∞ , cui corrisponde $M = 1$ all'altezza del massimo spessore, si dice Mach critico.

Si dice che ha inizio il regime transonico quando in un punto del campo aerodinamico attorno al profilo si raggiunge localmente, per la prima volta, la condizione $M = 1$. (vedi fig. 41)

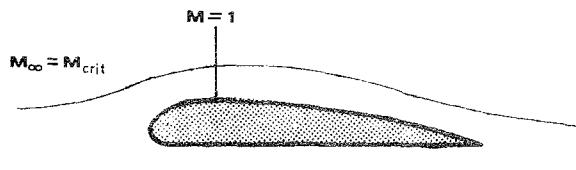


fig 41

Ovviamente, allora, il campo transonico avrà inizio ad un numero di Mach estremamente variabile con la forma del corpo in moto.

Per l'F.104, che ha una sagoma molto affusolata, si raggiunge per la prima volta localmente Mach uno quando è $M_\infty = 0,98$. Cioè il M_{crit} dell'F.104 è $M_{crit} = 0,98$ (in volo rettilineo orizzontale).

Invece, per un cilindro, che si muovesse nell'aria col proprio asse perpendicolare alla direzione della velocità si avrebbe $M_{crit} = 0,4$ (vedi fig. 42), ossia ad un Mach di volo uguale a 0,4 in corrispondenza degli estremi del diametro della sezione perpendicolare alla velocità si avrebbe $V = a$ e quindi $M = 1$.

Diremo allora che il regime transonico ha inizio per l'F.104 a $M = 0,98$ e per il cilindro a $M = 0,4$.

Ma torniamo al profilo di figura 41: man mano che la velocità è quindi V andranno aumentando, la V raggiungerà il valore sonico un po' prima del mas-

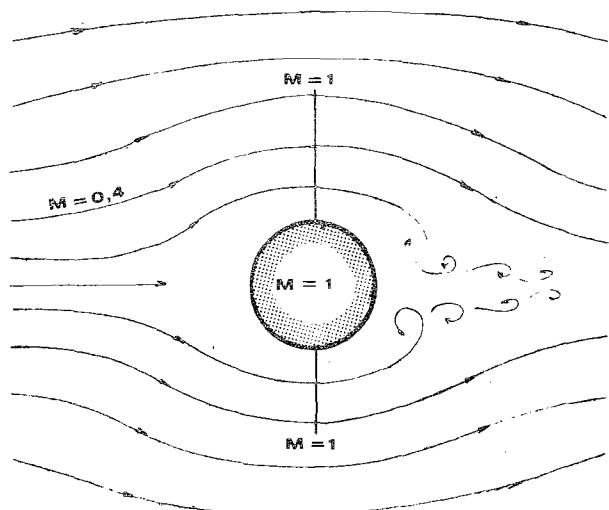
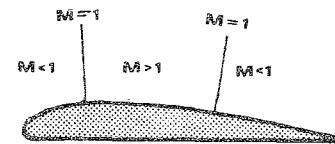


fig 42

simo spessore, e tornerà subsonica un po' dopo tale punto. Si avrà allora attorno al profilo una prima zona subsonica, poi una zona supersonica ed infine nuovamente una zona subsonica (vedi fig. 43).



(Situazione non realizzabile in pratica)
a causa dei fenomeni transonici

fig 43

A parte i complessi fenomeni che si verificano nel campo transonico e che verranno esaminati nel paragrafo successivo, si capisce che, aumentando ancora la velocità si estenderà ancora la zona subsonica, finché ad una certa velocità tutto il campo attorno al profilo sarà supersonico. Il numero di Mach corrispondente, che potremo chiamare M_{crit} sarà quello che segnerà la fine del regime transonico e l'inizio di quello supersonico.

Possiamo allora definire campo transonico quello in cui coesistono zone a velocità subsonica e zone a velocità supersonica.

Riassumendo:

$M_\infty < M_{crit}$: regime subsonico

$M_{crit} < M_\infty < M'_{crit}$; regime Transonico

$M_\infty > M'_{crit}$: regime Supersonico

15. Il campo transonico.

Quando si raggiunge il M_{crit} per un certo profilo (vedi fig. 41) le piccole perturbazioni generate a valle del massimo spessore risaliranno la corrente con la velocità $\Delta V = a - V$ finché, giunte nel punto in cui $M = 1$ ossia in cui $V = a$ non potranno più procedere oltre, e si addenseranno dando origine ad un'onda d'urto normale*.

Come abbiamo visto nel precedente paragrafo, aumentando la velocità la zona in cui $M > 1$ si va estendendo lungo il dorso (ed anche lungo il ventre).

L'onda d'urto si sposterà verso il bordo d'uscita e la zona supersonica sarà quella indicata in fig. 44.

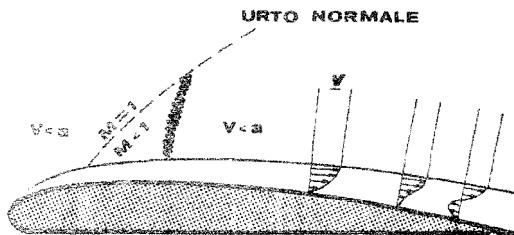


fig 45

to l'onda d'urto ed andranno ad interferire con la zona supersonica dando luogo ad un'onda d'urto secondaria, che unita alla precedente dà luogo alla famosa onda d'urto a "λ", caratteristica del regime transonico (vedi fig. 46).

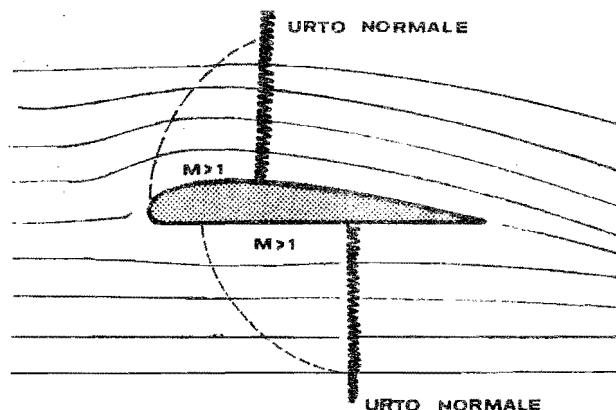


fig 44

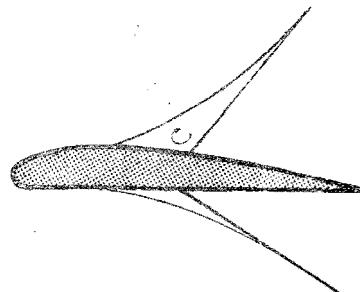


fig 46

A valle dell'urto normale regna - è noto - una pressione maggiore che a monte, e per questo motivo, ed a causa della presenza dello strato limite, uno strano fenomeno si verifica.

Abbiamo visto (paragrafo 4) che all'interno dello strato limite la velocità diminuisce rapidamente fino ad annullarsi a contatto della superficie dell'ala.

Ma se l'onda d'urto ora vista era dovuta all'addensarsi delle piccole perturbazioni in un punto in cui la velocità della corrente era uguale e contraria alla loro, tale onda d'urto non sarà presente entro lo strato limite. (Vedi figura 46).

Attraverso lo strato limite, allora, le piccole perturbazioni, favorite dal gradiente di pressione, passeranno sot-

All'interno di questo "λ", a causa del passaggio attraverso lo strato limite delle onde di pressione, può avvenire che si abbia il distacco dello strato limite stesso dalla superficie dell'ala con formazione di una zona vorticosa.

A seconda dell'estensione e dell'intensità della zona vorticosa il fenomeno, che causa ovviamente una caduta della portanza, può portare a condizioni critiche, determinandosi le condizioni di stallo a velocità molto elevate.

Questo fenomeno è noto sotto il nome di "stallo d'urto".

Il valore dell'incidenza critica, altrora si sposta a valori molto inferiori ai normali, bastando un piccolo aumento dell'incidenza ad alterare l'equilibrio della vena fluida e provocare lo stallo.

* Molti dei fenomeni che si verificano in regime transonico sono instazionari.

A parte lo stallo d'urto, che in volo orizzontale normalmente non si verifica o è impercettibile, all'aumentare della velocità la zona supersonica si estende, le onde d'urto a "λ" del dorso e del ventre si spostano verso il bordo d'uscita, mentre il "λ" diviene sempre più stretto fino a sparire a $M=M'_{crit}$, come mostrato in fig.47.

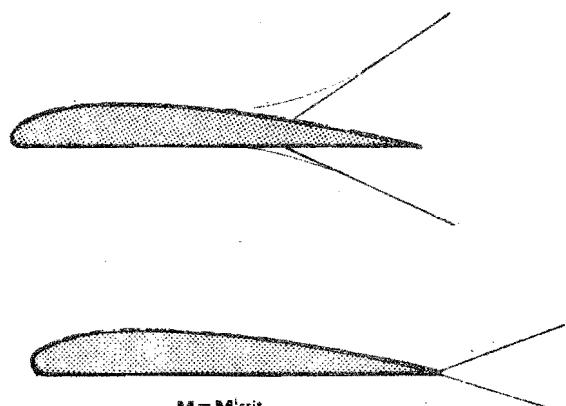


fig 47

Contemporaneamente un altro fenomeno si verifica a monte.

Essendo nei pressi del bordo d'attacco il campo ancora subsonico, e particolarmente se il bordo d'attacco è arrotondato (come visto al paragrafo 11), si viene formando a monte ad una certa distanza un'onda d'urto normale (onda di prua), la cui intensità aumenta man mano che, all'aumentare della velocità l'onda stessa si avvicina al bordo d'attacco.

In pieno campo transonico il campo aerodinamico sarà del tipo mostrato in figura 48.

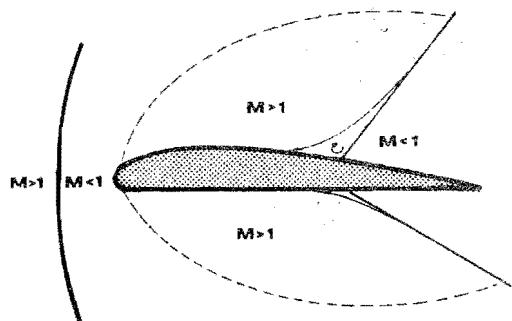


fig 48

Se il profilo ha il bordo d'attacco aguzzo, all'aumentare della velocità ad un certo punto si giungerà a $M=M'_{crit}$ e la configurazione sarà quella di figura 50 (oppure quella di figura 38 a pagina 16 a seconda dell'incidenza).

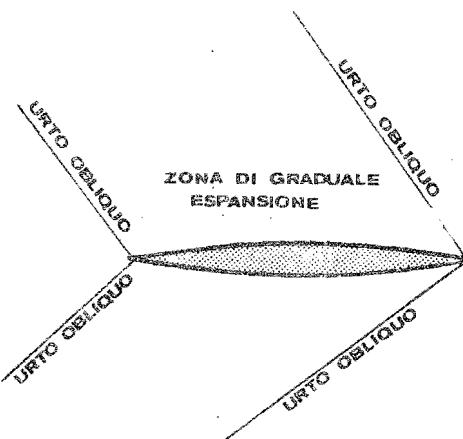


fig 49

Se invece il bordo d'attacco è arrotondato anche a numeri di Mach molto elevati esisterà sempre una zona subsonica ed un urto violentissimo in prua (vedi figura 50).

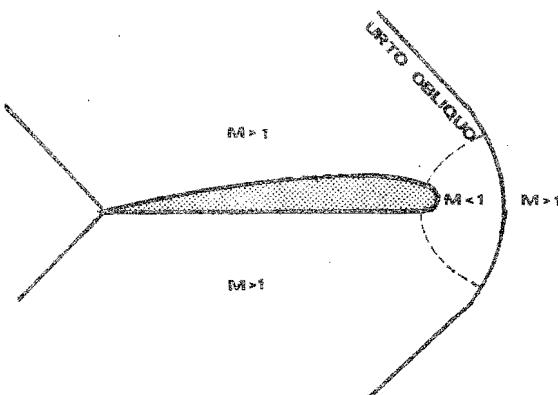


fig 50

Tale onda d'urto costituisce un ostacolo praticamente insormontabile per velivoli a profilo convenzionale, i quali sovente riportavano seri danni nel cercare di superare Mach 1.

Ciò giustifica la sinistra fama del "muro del suono".

16. Resistenza d'urto e d'onda.

Si capisce facilmente come i fenomeni illustrati del campo transonico sia no causa di una grande dissipazione di energia, sia per la presenza delle zone vorticose sia per la presenza di urti normali.

Ciò che è dissipato deve essere fornito dal lavoro della propulsione, il che si traduce in un notevolissimo aumento della resistenza aerodinamica in campo transonico.

Tale resistenza prende il nome di "resistenza d'urto" e costituisce un forte ostacolo al superamento del regime transonico.

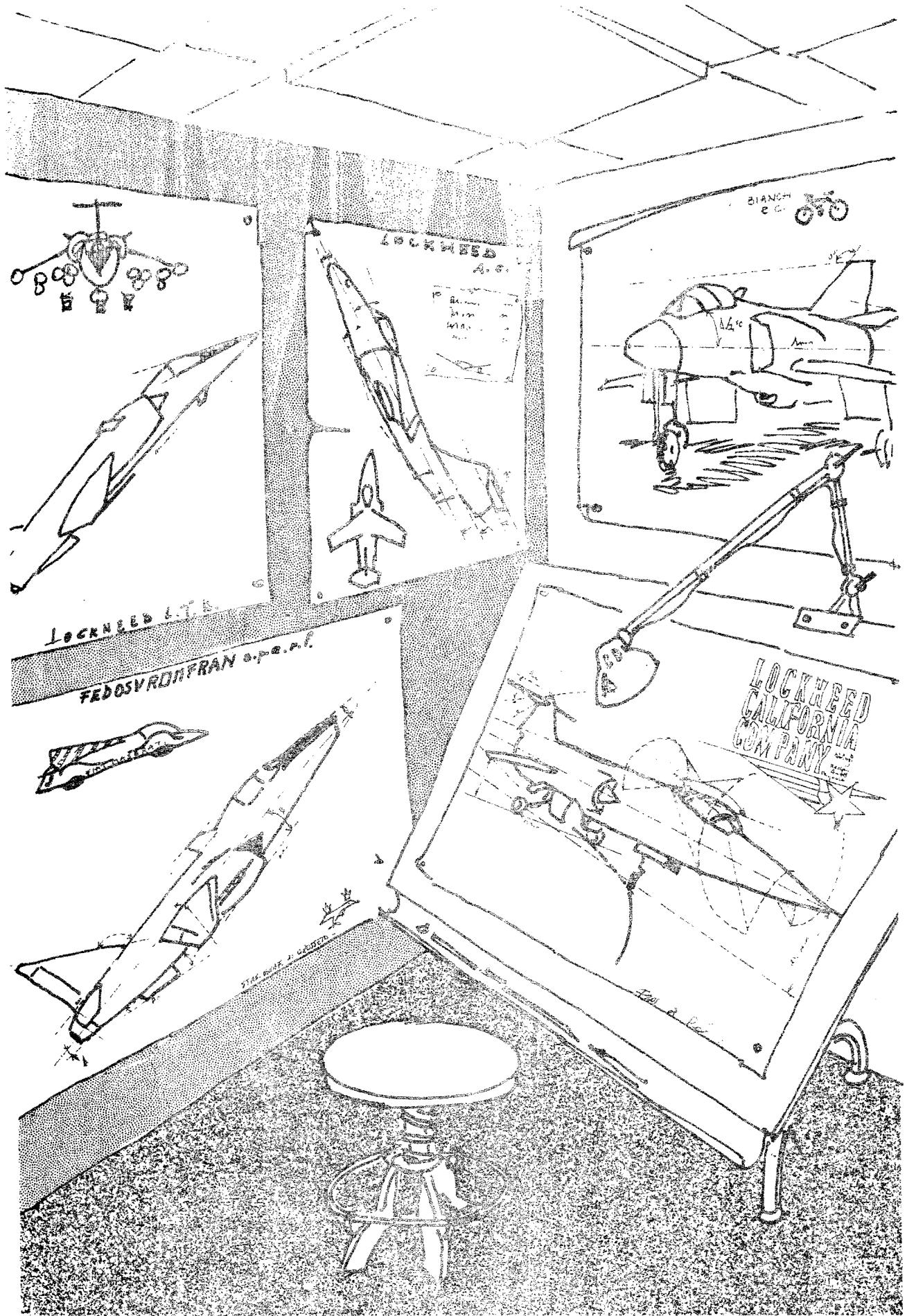
Una volta in regime supersonico, scomparsa la resistenza dovuta all'onda normale e quella dovuta alla formazione dei vortici, rimane solo la dissipazione di

energia dovuta agli urti obliqui, la quale si può rappresentare aggiungendo un ulteriore termine all'espressione del coefficiente di resistenza: il coefficiente di resistenza d'onda C_{DW} .

La resistenza aerodinamica in campo supersonico sarà allora rappresentata dalla solita formula

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (19)$$

in cui però: $C_D = C_{Dp} + C_{Di} + C_{DW}$ (20)
in accordo con quanto è stato anticipato al paragrafo 3.



PARTE SECONDA

ASPETTI AERODINAMICI ESSENZIALI DELL' F. 104

1. Premessa

Alla luce di quanto esposto nella parte prima si cercherà in questa seconda parte di dare una spiegazione intuitiva e per quanto possibile chiara dei motivi che hanno condotto i progettisti a dare all'F.104 la sua caratteristica forma, tenendo presente che tale velivolo fu commissionato per dare le massime prestazioni possibili alle alte velocità subsoniche e ad oltre $M=1.5$.

2. Il profilo alare

Nell'osservare il profilo dell'ala dell'F.104 si riscontrano subito tre caratteristiche tipiche:

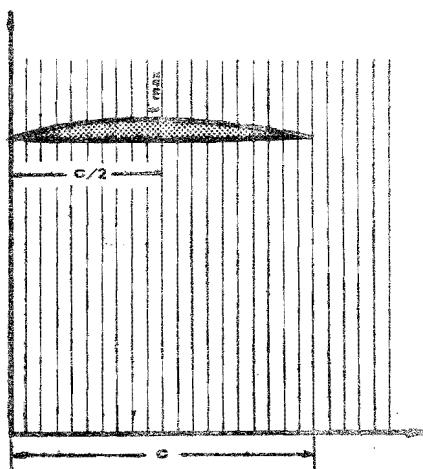


fig 51

a) profilo molto sottile rispetto alla corda

b) massimo spessore del profilo molto arretrato in confronto ai profili convenzionali.

c) bordo d'attacco aguzzo

Dopo quanto esposto nella parte prima risultano evidenti i motivi che hanno indotto i progettisti a scegliere un profilo del genere:

a) Il profilo sottile riduce la resistenza d'onda in volo supersonico: infatti l'intensità dell'onda d'ur-

to obliqua è tanto minore quanto minore è l'angolo di deviazione della corrente (vedere a pag. 9).

Inoltre in volo subsonico la sottilezza del profilo contribuisce a ridurre la resistenza di scia e quella d'attrito (vedere a pag. 5).

Ancora, riduce l'ampiezza del campo transonico e l'intensità dei fenomeni transonici (vedere a pag. 18).

Una importante conseguenza del ridotto spessore del profilo (vedere a pag. 2) è che l'inclinazione della retta di portanza diminuisce notevolmente, mentre il valore dell'incidenza critica aumenta fino a valori praticamente non raggiungibili in volo dell'F.104 per il sopravvento di altri fenomeni (pitch-up) che studieremo in seguito.

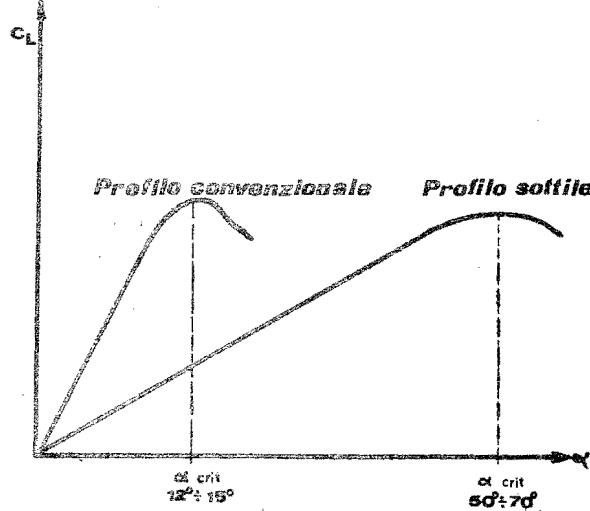


fig 52

- b) Il massimo spessore del profilo posto a circa il 50% della corda fa del profilo alare dell'F.104 un profilo laminare, riducendo notevolmente la resistenza d'attrito (vedere a pag. 5), vantaggio molto notevole alle elevate velocità.
- c) Il bordo d'attacco è aguzzo allo scopo

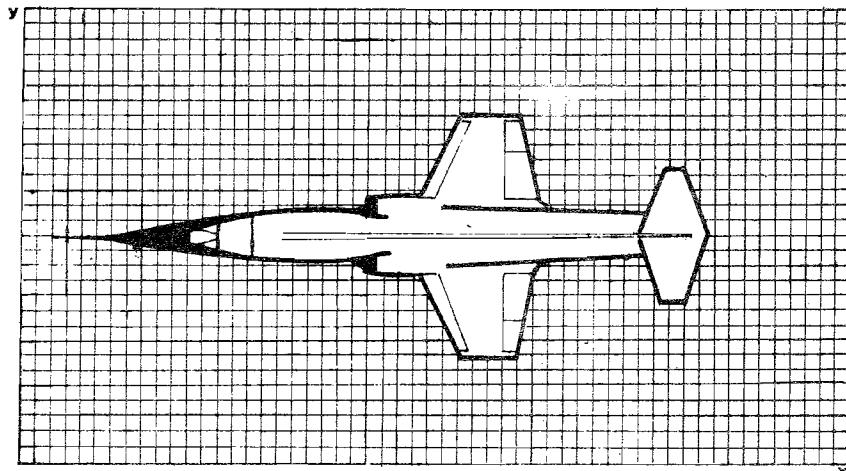


fig 53

po di permettere all'onda d'urto "di prua" di attaccarsi al bordo d'attacco stesso onde eliminare la zona subsonica attorno al punto di ristagno superando così agevolmente il campo transonico (vedere a pag. 15).

3. La forma dell'ala

La caratteristica dell'ala dell'F.104 è il suo basso allungamento. (vedi fig. 53).

Il vantaggio che questa soluzione offre in volo supersonico è evidente: a parità di superficie alare riducendo l'apertura si riduce la lunghezza del fronte d'onda e proporzionalmente la resistenza d'onda (vedere a pag. 20).

Inoltre, la superficie totale dell'ala è piuttosto piccola rispetto al peso del velivolo (ossia è molto elevato il carico alare) e ciò è favorevole nei confronti della resistenza d'attrito, essendo il velivolo progettato per le velocità supersoniche o per le alte velocità subsoniche.

Con elevati carichi alari, inoltre, si ottengono elevate velocità ottime di crociera.

Questi due fattori, il basso allungamento ed il forte carico alare, comportano perciò una conseguenza inevitabile: una elevatissima resistenza indotta ad elevati valori dell'angolo di incidenza, ossia alle basse velocità (vedere a pag. 3).

Dal punto di vista del pilotaggio è un fenomeno abbastanza caratteristico infatti, volando a bassa velocità, con

una certa spinta, un aumento dell'incidenza comporta un forte aumento della resistenza, e questo causa una diminuzione di velocità molto rapida, per cui sarà necessario aumentare di molto la spinta per poter riguadagnare la velocità perduta e tornare all'incidenza corretta.

Questo non è l'unico fenomeno causato dal basso allungamento, nè il più caratteristico.

A causa del forte carico alare i vortici di estremità sono molto intensi, e, come si può osservare dalla fig. 55

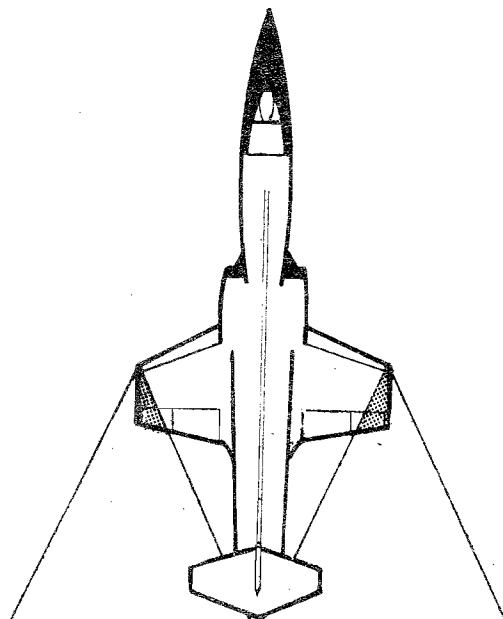


fig 54

a causa della ridotta superficie alare essi estendono la loro influenza ad una parte dell'ala percentualmente grande, rendendo turbolento il flusso in questa parte, in maniera che la portanza generata dall'ala ne è notevolmente diminuita.

Allora, se riportiamo in un diagramma il C_L dell'ala che si avrebbe se la ala fosse infinita, e quello dell'ala finita, ossia influenzata dai vortici di estremità (figura 55), si vede chiaramente che a causa di questi vortici il C_L

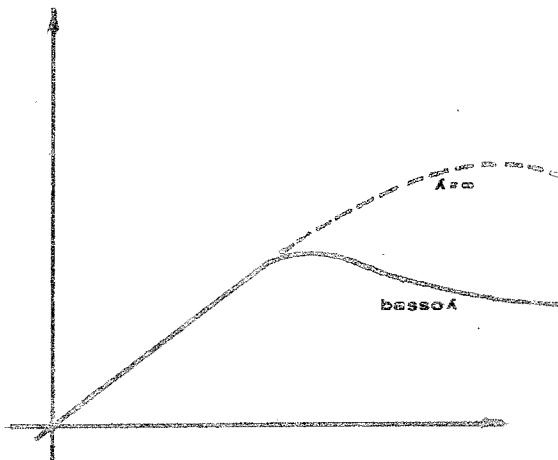


fig 55

totale dell'ala diminuisce notevolmente (ma gradualmente) oltre un certo valore dell'incidenza.

Tale fenomeno, che si verifica ovviamente assieme a quello prima citato di un forte aumento della resistenza, fa dell'F.104 alle basse velocità un velivolo difficilmente manovrabile e piuttosto critico.

Per ovviare a questi inconvenienti sono stati adottati in sede di progetto due provvedimenti:

a) un indicatore dell'angolo di attacco

b) flaps di manovra

1) L'indicatore d'angolo d'attacco (equivalent angle of attack) consiste di un'alettina bilanciata staticamente posta nel letto della corrente sul fianco della fusoliera a monte dell'ala, che rileva la direzione del flusso aerodinamico rispetto al velivolo e la trasmette, tramite un apparato ell'uovo costruito, ad un indicatore posto in cabina dal quale il pilota può ricavare una informazione imme-

diata dell'incidenza di volo e dei limiti di manovra.

- 2) I flaps di manovra funzionano come dei normali ipersostentatori; variano la forma del profilo alare sia al bordo d'attacco che al bordo d'uscita.



fig 56

Abbassando tali flaps si ottiene la portanza necessaria con un valore dell'angolo di incidenza molto minore, con la conseguente benefica diminuzione di resistenza indotta.

Il nome di flaps di manovra dipende dal fatto che essi non vengono utilizzati solo per il decollo e l'atterraggio, ma tutte le volte che in manovra (acrobazie, combattimenti, ecc.) si rende necessario un elevato coefficiente di portanza.

A questo scopo detti flaps sono strutturalmente abbastanza resistenti da poter essere utilizzati anche a velocità relativamente elevate.

In atterraggio la velocità di contatto (funzione del peso e della configurazione) risulterebbe notevolmente elevata nonostante l'impiego dei flaps di manovra*.

Si è resa allora necessaria l'installazione dei flaps di atterraggio, i quali aumentano ulteriormente la curvatura del profilo (vedere fig. 57).



fig 57

* Con 2000 lbs di carburante e senza carichi esterni e con serbatoi d'estremità e circa 200 Kts.

La esagerata angolazione della parte posteriore del flap causerebbe però il distacco dello strato limite; per evitare ciò attraverso l'incrinatura del flap viene soffiata sopra la sua superficie allo prestato dal compressore a notevole velocità; ciò serve a mantenere aderente lo strato limite aumentando la energia cinetica della corrente. Tale impianto è detto BLC (Boundary Layer Control = controllo dello strato limite) vedere fig. 58.

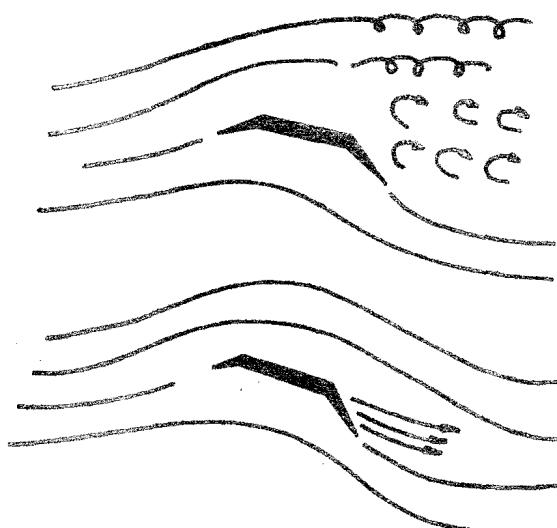


fig 58

4. I piani di coda.

La grande superficie del piano di coda è necessaria per ottenere una soddisfacente stabilità direzionale a velocità supersonica.

La stabilità direzionale infatti, aumenta con la velocità fino a $M = 1$, per poi gradualmente diminuire fino a diventare addirittura negativa agli elevati Mach.

La questione della stabilità direzionale sarà approfondita nel paragrafo successivo.

La posizione alta dello stabilizzatore, anzi, dello stabilatore, montato alla sommità del piano verticale, è stata suggerita da lunghe serie di prove in gallerie, principalmente per ottenere:

- 1) una stabilità longitudinale soddisfacente in tutto il campo di velocità
- 2) una riduzione delle variazioni del momento aerodinamico attraverso il campo transonico
- 3) una riduzione della resistenza dovuta all'interferenza col flusso principale.

Un motivo fondamentale, inoltre, è che con lo stabilizzatore alto si riesce ad avere lo stabilizzatore efficace fino ad incidenze notevolmente elevate, rimanendo per un lungo tratto lo stabilizzatore al di fuori della scia vorticosa dell'ala (vedere fig. 59).

Riprenderemo questo argomento in parte 3°, a proposito del pitch-up.

Il piano orizzontale di coda, inoltre, ha un'altra caratteristica: non consiste di una parte fissa (stabilizzatore) ed una mobile (equilibratore), come di solito, ma consiste di un'unica superficie tutta mobile.

I velivoli subsonici, normalmente, hanno il piano di coda diviso in due parti: stabilizzatore ed equilibratore (vedere fig. 60).

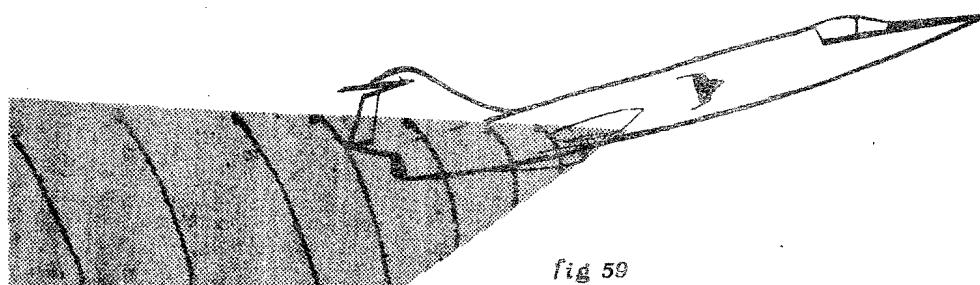


fig 59

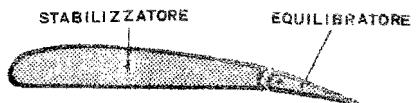


fig 60

Abbassando l'equilibratore in volo subsonico viene a cambiare tutta la circolazione del flusso attorno al profilo e la forma del campo aerodinamico si modifica come si vede in figura 61 ed è dunque in gioco la variazione di pressione su una superficie sufficientemen-

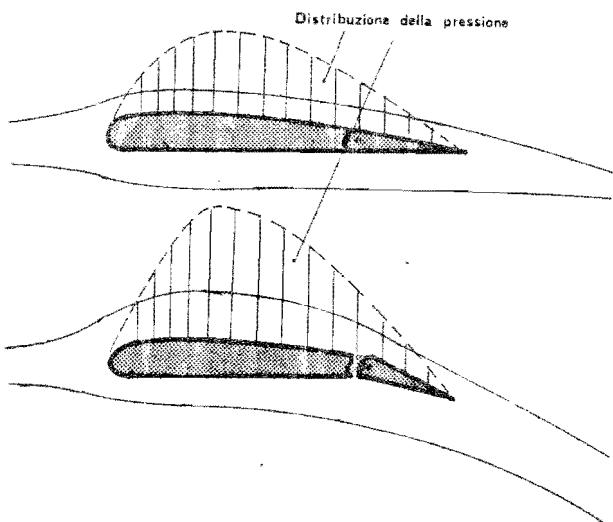


fig 61

te grande da produrre la desiderata variazione di forza aerodinamica.

Non altrettanto si verifica in campo supersonico, non potendo i disturbi propagarsi a monte dello spigolo; quindi, come mostrato in figura 61 con un piano di coda convenzionale si realizzerrebbe la variazione di pressione dovuta all'urto e/o all'espansione solo su una piccola superficie, potendo risultarne una variazione di forza aerodinamica non sufficiente.

E' per questo motivo, fondamentalmente, che si è deciso di adottare un piano di coda orizzontale -detto stabilitore- costituito da un'unica superficie tutta mobile.

In tal modo (fig. 62) si ottiene che la stessa variazione di pressione agisce su una superficie molto maggiore e dunque molto maggiore è la variazione

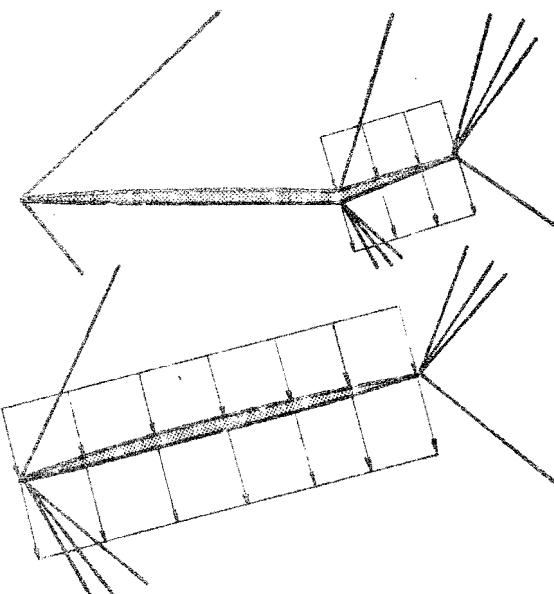


fig 62

della forza aerodinamica.

5. La stabilità di direzione.

Come già fu accennato si intende per stabilità statica di un velivolo la sua capacità di riportarsi in una determinata condizione di volo ove questa sia stata perturbata da una causa accidentale senza che il pilota intervenga sui comandi.

In particolare si dice che un velivolo è direzionalmente stabile se, in presenza di un angolo di imbardata β dovuto ad una causa accidentale (ad es. una raffica laterale) esso ruota intorno al suo asse verticale in maniera da annullare l'angolo β .

L'organo che conferisce ai velivoli la stabilità direzionale è la deriva, o piano di coda verticale.

Infatti (vedi fig. 63) la deriva si comporta come un'alà che voli ad incidenza β .

Se quest'angolo è diverso da zero la portanza che si genera sulla deriva stessa causerà un momento M_h attorno al baricentro che annullerà l'angolo β .

L'intensità del momento M_h dipende, ovviamente dalla velocità (cioè, da $\frac{1}{2} \rho V^2$, come la portanza e la resistenza ed in genere tutte le forze ed i momenti aerodinamici); ma ad una data velocità, esso dipende essenzialmente dall'angolo β , dalla distanza della deriva dal baricentro, dalla superficie di quest'ultima, dalla forma del suo profilo e dalla interferenza aerodinamica dell'ala e della fusoliera.

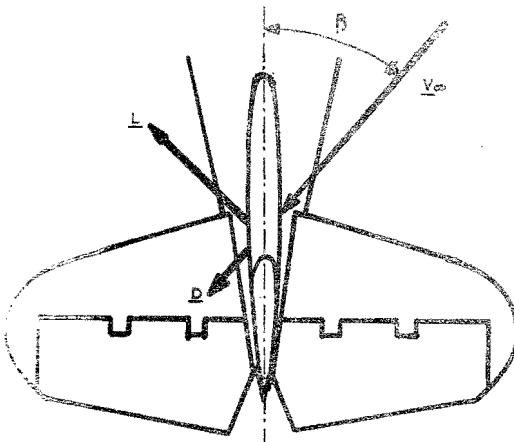


Fig. 63

Si tiene conto di tutti questi fatti si ha un coefficiente adimensionale, detto coefficiente di stabilità direzionale.

Il valore che questo coefficiente assume per un angolo di derapata unico (10°) è detto " $C_{n\beta}$ " = "gradiente del coefficiente di stabilità direzionale".

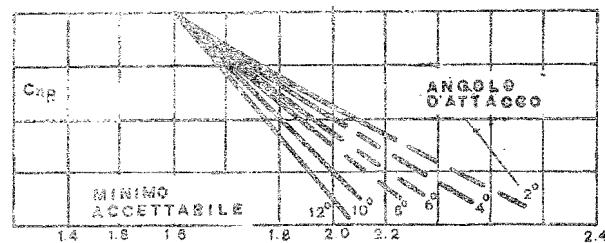
E' chiaro che questo $C_{n\beta}$ è un indice della stabilità intrinseca del velivolo.

Se esso è grande, il velivolo è molto stabile, se è nullo il velivolo è indifferente, ossia, una volta assunto un angolo di derapata tende a mantenerlo invariato. Se $C_{n\beta}$ è negativo il velivolo è instabile, ossia, se per caso nasce un piccolo angolo di derapata il velivolo tende ad aumentarlo, allontanando definitivamente l'asse longitudinale dalla direzione della velocità.

E' chiaro che in queste condizioni il velivolo non può volare.

Per un complesso di ragioni, che vanno dalla deformazione flessionale della fusoliera alla distribuzione della pressione lungo quest'ultima in presenza di onde d'urto, il valore di $C_{n\beta}$ diminuisce quando il n° di Mach diventa maggiore di uno. Quindi la stabilità direzionale dell'*F.104* aumenta col quadrato della velocità fino a $M=1$, e poi aumenta sempre meno all'aumentare della velocità, finché diventa predominante la diminuzione di $C_{n\beta}$, per cui la stabilità diminuisce fino a diventare addirittura negativa (per numeri di Mach più maggiore di quelli praticamente ragionevoli).

Inoltre il $C_{n\beta}$ è tanto minore quanto maggiore è l'angolo di attacco (e quindi il fattore di carico).



Gradiente del coefficiente di stabilità direzionale in funzione del numero di Mach per diversi valori dell'incidenza.

Fig. 64

La figura mostra, per vari valori dell'incidenza, come diminuisce $C_{n\beta}$ all'aumentare di M ; in essa è anche indicato il valore di $C_{n\beta}$ minimo accettabile affinché il velivolo possa volare in sicurezza.

Fino a quasi $M=1.9$ il sistema di controllo automatico dell'assetto longitudinale (APC) fa intervenire il Kicker sulla barra di comando a valori della incidenza inferiori a quelli corrispondenti al valore inaccettabile di $C_{n\beta}$.

Il diagramma di figura 65 mostra i valori del fattore di carico ai quali si ha l'intervento dell'attuatore di stallo artificiale (Kicker) in funzione del n° di Mach. Il valore del minimo $C_{n\beta}$ accettabile si ha per valori sempre più bassi dell'incidenza (e quindi del fattore di carico) all'aumentare del n° di Mach, come si è visto in figura 64 e, oltre $M=1.9$ è possibile entrare in una zona pericolosa per la stabilità direzionale agli elevati fattori di carico prima dell'intervento del Kicker.

Per questo motivo si consiglia di prendere visione sul manuale di pilotaggio (sezione V, limitazioni), dei valori del fattore di carico consentiti al di sopra di $M=1.9$ nelle varie configurazioni.

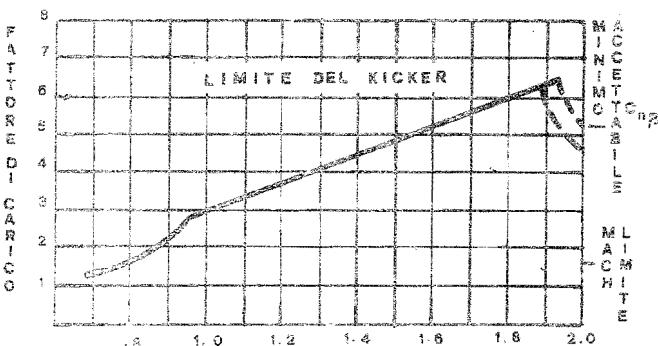


Fig. 65

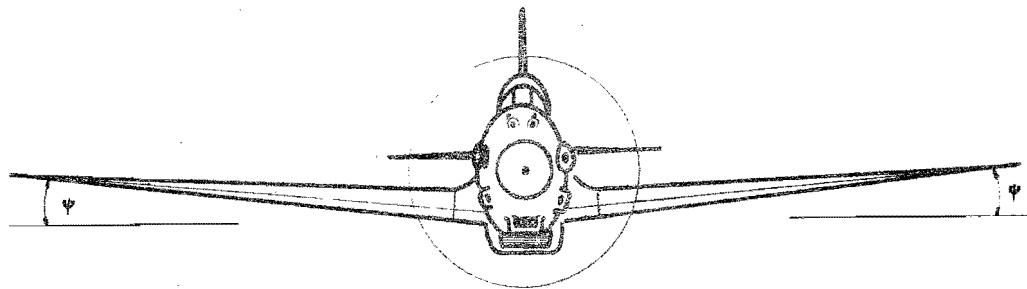


fig 66

Nei velivoli convenzionali un accorgimento che concorre alla stabilità statica direzionale è il diedro positivo.

Riferiamoci ad un velivolo costruito con l'ala a diedro positivo come si vede in figura 66.

E supponiamo che per qualche ragione il velivolo si trovi in condizioni di sbandata laterale.

Assumiamo, ad esempio, che il velivolo deripi verso destra (senso della corrente relativa come mostrato in figura 67).

La componente laterale V_y della velocità, incontrando l'ala destra con un angolo d'incidenza relativo ψ , e (a prescindere dall'ombra aerodinamica della fusoliera) l'ala sinistra con angolo $-\psi$ genererà sulle ali stesse due forze aer-

rodinamiche A_1 e $-A_2$ dirette come in figura 67.

Ciò provocherà un rollio del velivolo verso sinistra con una conseguente virata dalla stessa parte, il che porrà fine alla sbandata riportando il vettore velocità nel piano di simmetria del velivolo.

Riassumendo, l'effetto del diedro positivo è quello di correggere una derapata accidentale con un movimento di rollio dalla parte opposta.

Torniamo ora ad esaminare i piani di coda dell'F.104; il piano verticale ha una superficie molto grande, e lo stabilizzatore montato alla sommità.

Ciò fa sì che, quando ci troviamo in presenza di una componente laterale V_y della velocità diversa da zero, ossia in presenza di un certo angolo di dera-

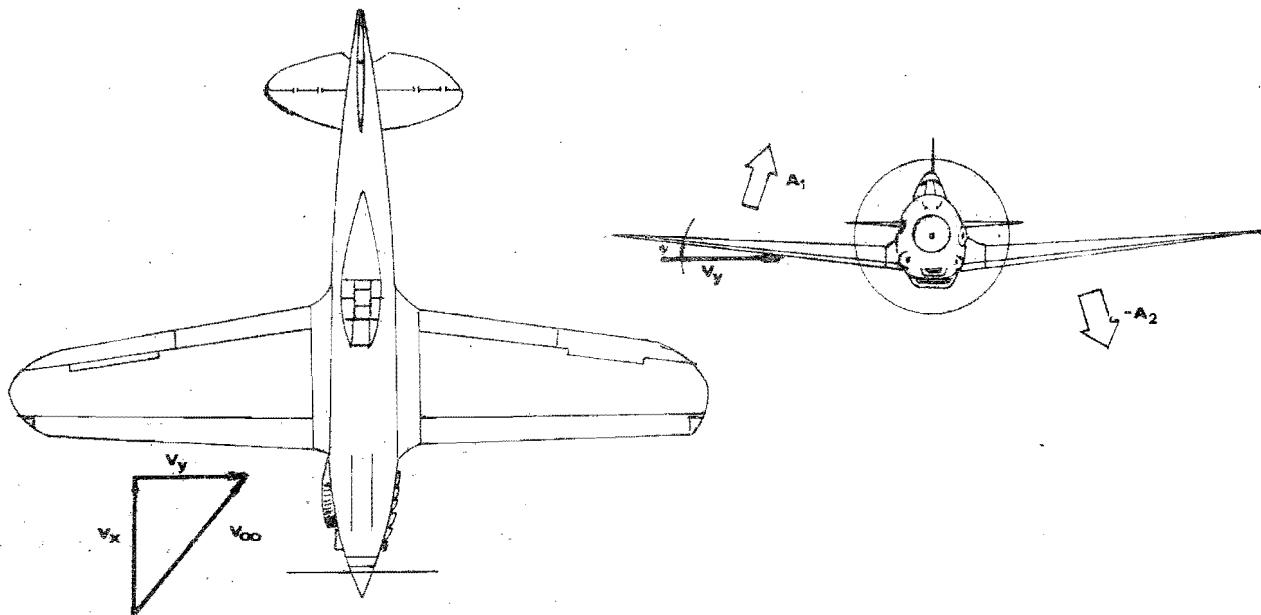


fig 67

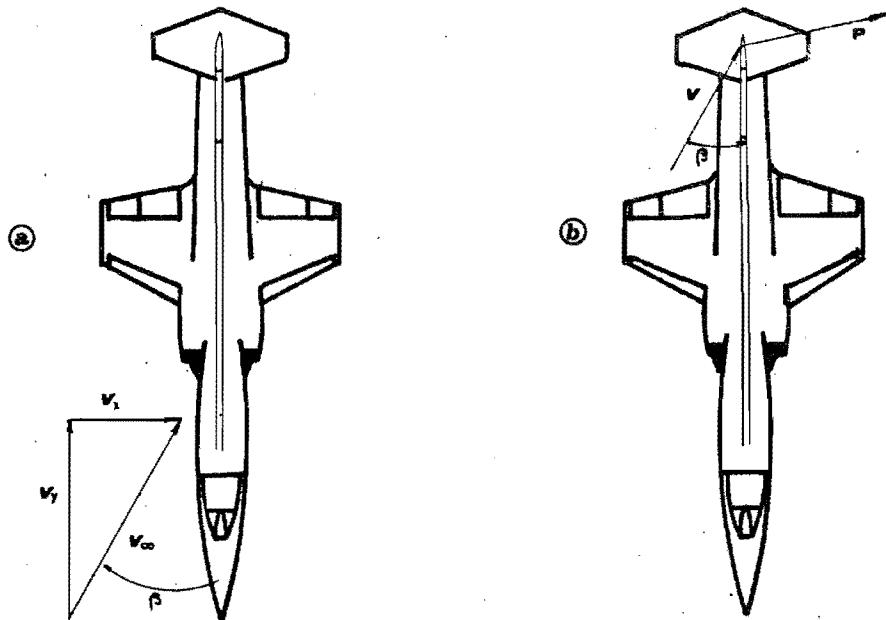


fig 68

pata β (figura 68), la nostra deriva si comporta come un'ala che voli ad un'incidenza pari a β .

Ciò genererà una forza aerodinamica laterale diretta all'incirca come P in figura 68.

Inoltre lo stabilatore montato in cima al piano verticale impedirà la formazione del vortice d'estremità, sicché la distribuzione delle pressioni sarà quella indicata in figura 69 e quindi la risultante aerodinamica sarà applicata, come mostrato in figura 70, piuttosto lontano dal baricentro.

Questa forza genera un movimento di

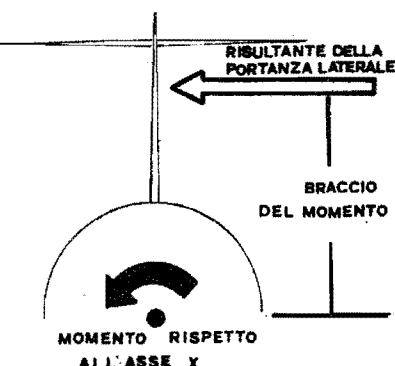


fig 70

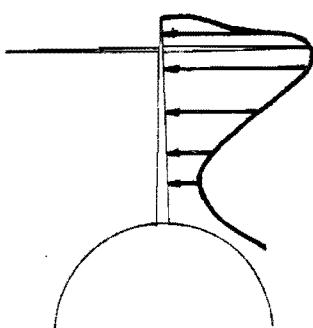


fig 69

rollio del velivolo, dalla parte opposta a quella dell'imbarbata.

Il sistema di piani di coda fornisce cioè un effetto diedro positivo fortemente stabilizzante.

Da solo questo effetto sarebbe talmente accentuato da diventare indesiderabile perché pregiudicherebbe la manovrabilità del velivolo. Per diminuirlo e ricondurlo a valori accettabili, l'ala del F.104 è stata disegnata con un diedro negativo di 10° , con un effetto ovviamente instabilizzante lateralmente in maniera che i due effetti ora descritti si compensino.

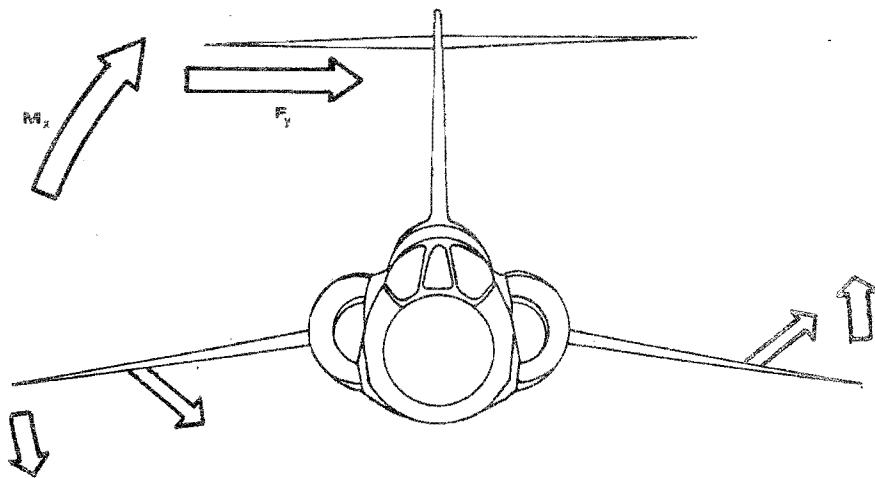


fig 71

Vedremo in parte 3^a, a proposito del la manovra di rollio, che gli effetti deleteri dell'effetto "diedro positivo" non sono, in talune condizioni di volo particolari, completamente annullati.

6. Le prese d'aria.

Le prese d'aria, dette anche "diffusori" sono apparecchi che permettono di convogliare al motore l'aria di cui ne necessita la combustione, sfruttando contemporaneamente la velocità di cui l'aria è dotata per aumentarne la pressione, risparmiando così al compressore una notevole parte del lavoro di compressione.

Esistono delle differenze fondamentali tra la geometria delle prese d'aria e di quelle supersoniche.

Esaminiamo inizialmente un diffusore subsonico (figura 72).

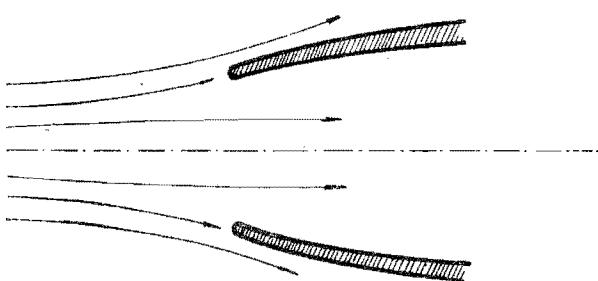


fig 72

Esso può essere semplicemente costituito da una bocca a sezione circolare o ellittica che immette in un condotto divergente: lavorando tale diffusore in campo subsonico, come al solito l'aria verrà perturbata a monte del diffusore stesso, e, a partire da una certa distanza a monte le linee di corrente cominceranno ad essere perturbate come mostrato in figura 72.

Una volta entrata nel condotto, a causa della divergenza di quest'ultimo, e del n° di Mach che è minore di uno, l'aria subirà una compressione, con aumento di pressione, diminuzione di velocità ecc., e verrà presentata all'ingresso del compressore a velocità piuttosto bassa e pressione e temperatura più alte.

In definitiva, con i diffusori si riesce a trasformare l'energia cinetica dell'aria in energia di pressione.

Si tratta di trasformare la pressione dinamica in pressione statica, fermo restando che:

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{cost}$$

Si diminuisce cioè $\frac{1}{2} \rho V^2$ per aumentare p.

Come tutte le trasformazioni energetiche in pratica anche questa non può essere fatta senza perdite, a causa, principalmente, delle dissipazioni viscose all'interno dello strato limite.

Se si riuscisse a trasformare tutta la pressione dinamica in pressione statica, ossia a portare la V a zero senza perdite, isentropicamente, si otter-

rebbe una pressione $p_o = p_\infty + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$ che viene detta "pressione di ristagno".

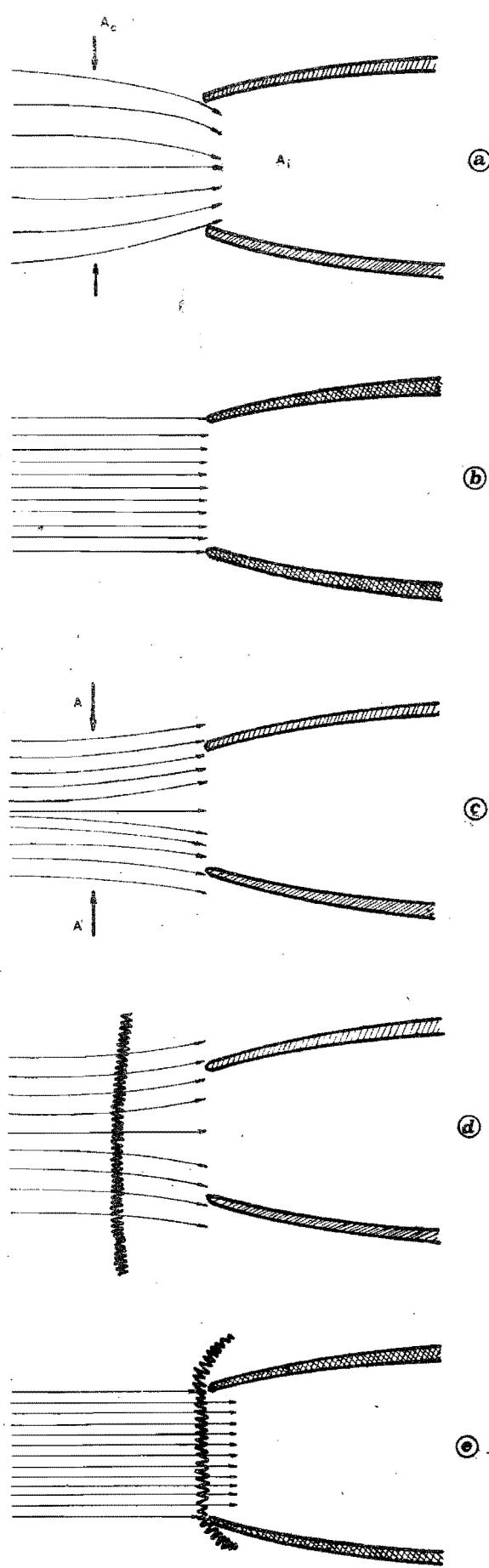
Nella nostra trasformazione reale, se pure supponiamo di portare la velocità a zero all'ingresso del compressore, avendo tuttavia delle dissipazioni lungo il condotto, avremo una pressione finale $p_f < p_o$.

Si definisce coefficiente di bontà o "rendimento" delle prese d'aria il rapporto $\eta_p = \frac{p_f}{p_o} < 1$

Tale coefficiente per diffusori subsonici può raggiungere e superare 9,9, ma in volo supersonico, a causa dell'immancabile presenza delle onde d'urto, che sono causa di grandi dissipazioni di energia, c'è da aspettarsi che questo rendimento cali notevolmente; a meno di non studiare particolari accorgimenti nel progettare la geometria del diffusore. Naturalmente anche in regime supersonico potremo usare la formula sopradetta $\eta_p = p_f/p_o$ esattamente come prima.

Supponiamo di aumentare la velocità del nostro semplice condotto divergente: la figura 73 mostra l'andamento del campo aerodinamico a numeri di Mach successivamente crescenti: nel caso di figura 73a si ha che l'area di cattura è maggiore dell'area d'ingresso, nel caso 73b si ha che l'area di cattura e l'area d'ingresso sono uguali e corrispondentemente si ha il n° di Mach di progetto in volo subsonico. Nel caso di fig. 73c a partire dalla sez. A-A' le linee di corrente cominceranno a divergere, e quindi all'interno del tubo di flusso da esse delimitato si avrà una prima compressione subsonica, con diminuzione della velocità ed aumento della pressione: si dice che la presa d'aria funziona in questo caso con "compressione esterna". Si ha in questo caso il vantaggio di una prima compressione isentropica, in quanto non vi è la dissipazione dovuta allo strato limite, tuttavia gli svantaggi di un tale funzionamento sono la diminuita area di cattura ed un aumento della resistenza.

Aumentando ancora la velocità, quando è $M=1$ si forma ad una certa distanza a monte della presa un'onda d'urto normale (fig. 73d), la quale ad un certo punto sarà attaccata ai bordi della presa (fig. 73e): queste sono le condizioni di progetto per il campo supersonico: area di cattura uguale all'area d'ingresso, n° di Mach a valle dell'urto uguale al n° di Mach



di progetto subsonico.

Oltre tale numero di Mach l'urto normale viene inghiottito, si formano degli urti obliqui e la dissipazione, nonché la resistenza divengono inaccettabili.

Tali prese d'aria non sono assolutamente convenienti per numeri di Mach di volo maggiori di 1.4.

Ricordiamo per inciso che quando la corrente attraversa un urto normale il numero di Mach a valle è tanto più basso quanto più alto è il n° di Mach a monte, e quindi l'energia che viene dissipata è tanto maggiore quanto maggiore è M_∞ .

Lavorando nelle condizioni descritte è ovvio che il rendimento della presa d'aria sarebbe molto basso, infatti si avrebbe a $M = 2$, $\eta_p < 70\%$.

Per cercare di sfruttare meglio l'energia cinetica disponibile nella massa d'aria e per evitare l'aumento di resistenza totale che accompagnerebbe l'onda d'urto normale si può aggiungere una spina conica come mostrato in fig. 74.

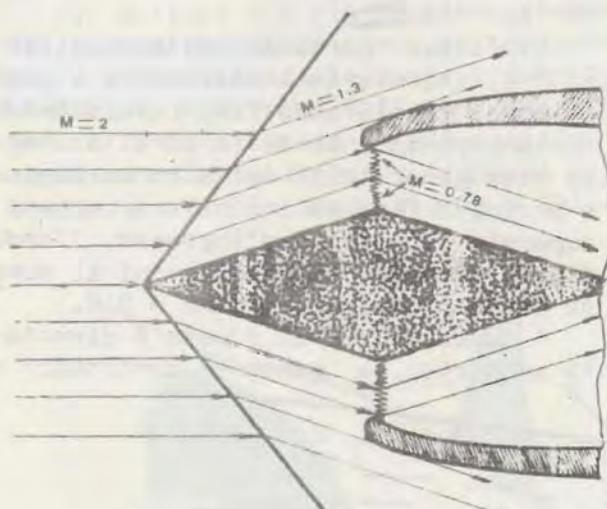


fig. 74

La spina conica genererà due onde oblique (in campo assialsimmetrico un cono d'urto) attraverso cui il salto delle grandezze termodinamiche sarà inferiore che attraverso l'urto normale e quindi si avrà una minore dissipazione di energia.

Nella sezione d'ingresso, principalmente causa dello strato limite, si formerà un'onda d'urto normale, la quale tuttavia verrà attraversata dalla corrente ad un numero di Mach più basso, con una conseguente riduzione de-

le perdite rispetto al caso precedente (si vedano i valori del n° di Mach riportati a titolo d'esempio in fig. 74).

La spina conica dovrà sporgere al di fuori della sezione d'ingresso di una lunghezza tale che in condizioni di progetto l'onda obliqua sia appoggiata al contorno della presa.

In tal modo (vedi figura 75a) l'area di cattura sarà la massima possibile a quel numero di Mach.

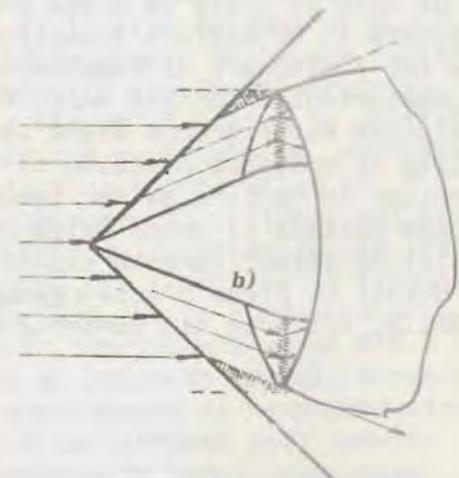
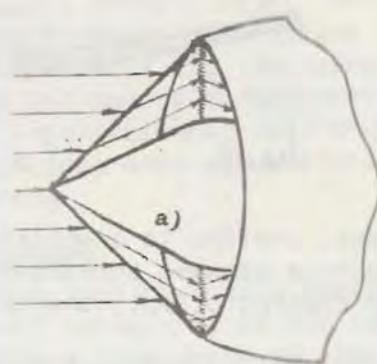


fig. 75

Per numeri di Mach di volo inferiori a quello di progetto l'onda d'urto sarà meno inclinata e la quantità d'aria che entra nella presa sarà minore, (vedi figura 75b), mentre, (figura 76) per numeri di Mach di volo superiori a quelli di progetto l'onda obliqua verrà inghiottita dalla presa, creando all'interno un complesso sistema di onde riflusse che renderebbe molto turbolente.

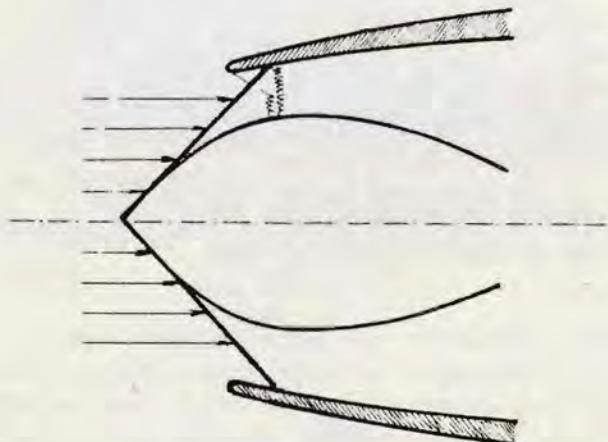


fig. 76

to il flusso, inoltre la quantità d'aria inghiottita sarebbe eccessiva e si avrebbe un rigurgito (spillamento d'aria).

Questi fenomeni potrebbero provocare lo stallo al compressore ed addirittura il suo danneggiamento strutturale.

Esisterà dunque un solo numero di Mach di volo al quale la presa d'aria funzionerà in condizioni ideali; per poterla far funzionare al massimo delle sue prestazioni in un più ampio campo di velocità occorrerebbe avere la possibilità di spostare assialmente la spina conica, in maniera da far lambire all'onda obliqua il bordo della presa.

Esistono effettivamente alcuni velivoli dotati di prese d'aria a geometria variabile, tuttavia ciò comporta note-

voli complicazioni costruttive ed un aggravio di peso e dimensioni per il velivolo.

Nel caso dell'F.104 ciò non è stato ritenuto pagante nei confronti del relativamente modesto recupero di pressione che si sarebbe ottenuto, e pertanto la presa d'aria dell'F.104 funziona in condizioni ideali solo a $M = 2$.

Per ottimizzare la presa anche in volo subsonico la presa d'aria è fatta in modo che la normale alla sezione d'ingresso formi con la corda alare un angolo di -30° .

Infatti l'incidenza a $M=0,9$ e 36.000 ft è circa $+30^\circ$, in tal modo la sezione d'ingresso è perpendicolare alla direzione del flusso nelle condizioni sud dette.

A Mach 2 l'incidenza è molto minore di 30° , e pertanto, per ottenere che la onda obliqua lambisca tutto il bordo della presa, la rampa conica non è simmetrica rispetto alla direzione dell'asse della presa.

Seguiamo ora il percorso del flusso d'aria all'ingresso del compressore (ve di fig. 77).

Il flusso, partendo dalle condizioni $M=2$, attraversa inizialmente l'onda obliqua, decelerando fino a circa $M=1,5$; contemporaneamente devia parallelamente alle generatrici della rampa conica e prosegue fino ad incontrare, appena superata la sezione d'ingresso, l'onda d'urto normale, attraverso cui il numero di Mach diminuisce fino a 0.9.

A questo punto il flusso è diventato subsonico, e pertanto continuerà a

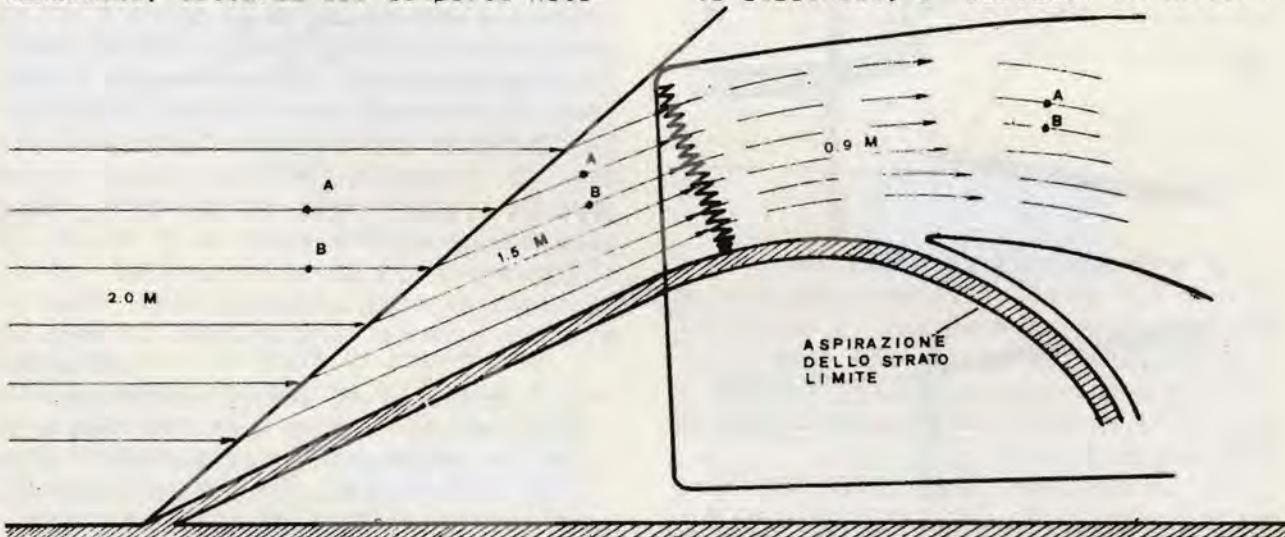


fig. 77

decelerare nel condotto divergente aumentando di pressione e temperatura fino a presentarsi all'ingresso del compressore a circa $M=0.3$ e 100°C (in aria tipo a 36.000 ft).

L'ultimo problema da affrontare è quello dello strato limite.

Come sappiamo esso è presente su tutte le superfici lambite dal flusso ed il suo spessore aumenta all'aumentare della distanza da punto in cui esso ha inizio.

Pertanto, lo strato limite che si inizia sul muso del velivolo e si estende lungo la fusoliera avrebbe un notevole spessore (e sarebbe sicuramente turbolento, vedi a pag. 5) all'altezza delle prese d'aria, che sono molto arretrate rispetto al muso.

Ciò sarebbe causa, all'interno del condotto, della presenza di flussi con velocità notevolmente differenti, e quindi della formazione di vortici che oltre a dissipare energia e quindi abbassare il rendimento della presa, potrebbero, alle alte velocità o alle elevate incidenze causare lo stallo del compressore.

Per evitare ciò sia le prese d'aria che le rampe coniche sono distanziate dalla superficie della fusoliera in maniera che lo strato limite non venga inghiottito dalle prese stesse (l'intercapedine esistente fra la fiancata della fusoliera e la presa d'aria è dello

lo strato limite a partire da suo vertice.

Nella sezione in cui ha inizio il divergente è praticata una fessura che inghiotte lo strato limite e, attraverso un condotto lo scarica sotto il ventre del velivolo, utilizzando la depressione che ivi si genera per effetto della velocità.

Quanto ora esposto si vede chiaramente nella figura 77.

Nella figura 77 è chiaramente illustrato il funzionamento della presa di aria dell'F.104 a Mach 2.

Questa condizione di funzionamento costituisce una limitazione di velocità per il velivolo, in quanto ad un aumento del numero di Mach corrisponderebbe l'inghiottimento dell'onda d'urto ed il funzionamento supercritico descritto prima.

7. Conclusioni.

Alla luce di quanto esposto nei precedenti paragrafi, si può capire come l'estrema cura posta in sede di progetto nel ridurre al minimo tutte le forme di resistenza aerodinamica possa permetter all'F.104, che peraltro è dotato di un motore che fornisce una spinta statica al livello del mare di 15.800 lbs, di raggiungere e mantenere facilmente la velocità massima di progetto.

La figura 79 mostra la differenza tra spinta e resistenza aerodinamica e quindi la spinta utile ($T_u = T - D$) che fa accelerare il velivolo -giusta il 2° principio della dinamica- in aria tipo a 35.000 ft. (Quota della tropopausa)

Si vede che la curva presenta un massimo in corrispondenza di $M=0,9$ (condizioni di progetto in volo subsonico), successivamente si ha una riduzione di $T_u = T - D$ per effetto dell'aumento della resistenza in campo transonico.

Oltre $M=1.1$, in campo supersonico, la T_u aumenta nuovamente, finché, a $M=2$ si avrebbero ancora 3.800 lbs di spinta utile disponibili per aumentare la velocità.

A $M=2$, tuttavia, altre limitazioni intervergono ad impedire un ulteriore aumento di velocità, e sono:

- inghiottimento dell'onda d'urto nella presa d'aria
- limitazioni di temperatura all'ingresso del compressore
- limitazioni della stabilità direzionale
- flutter.

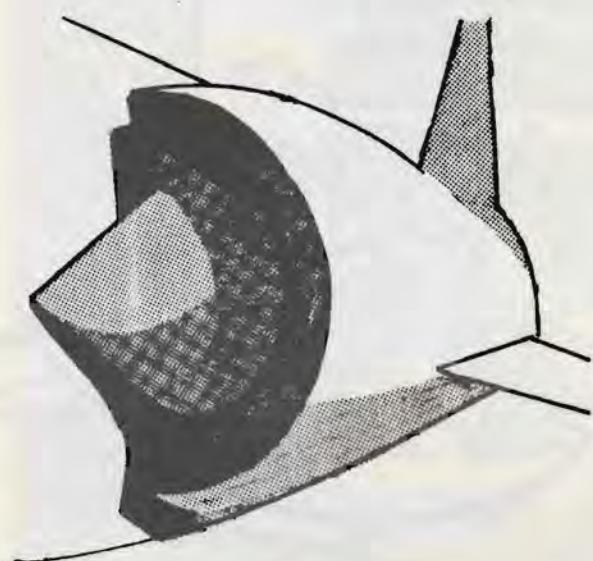


fig 78

ordine di grandezza di 10÷15 cm., vedi figura 78).

Anche sulla rampa conica si forma

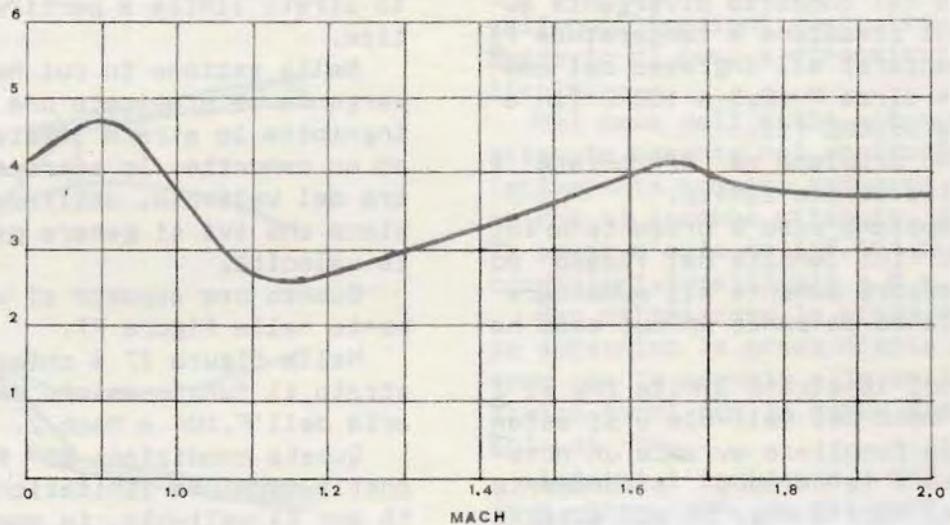
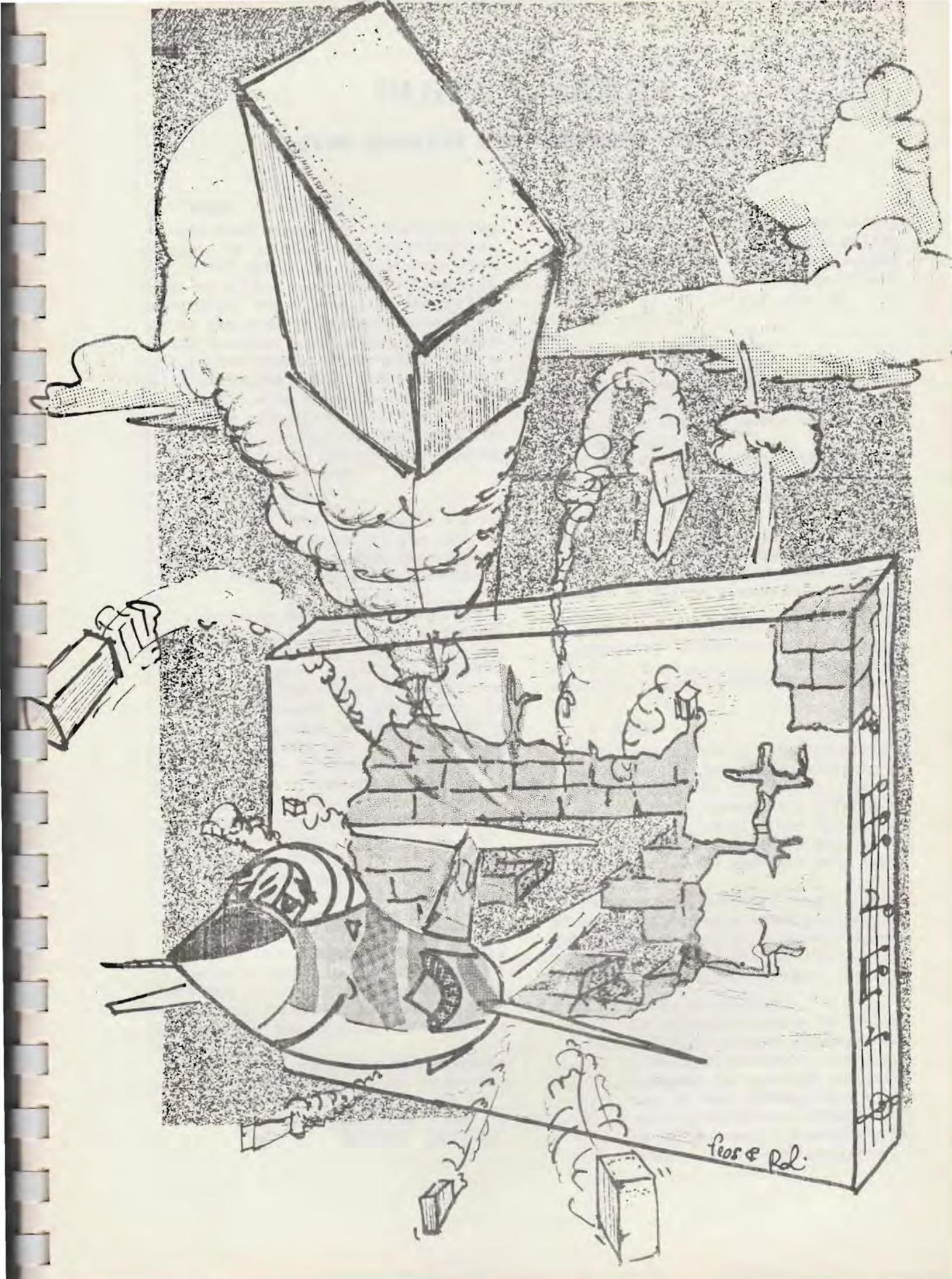


fig 79

Per il modello F.104-S, che può raggiungere un numero di Mach pari a 2.2, la bocca della presa d'aria è stata al-

quanto arretrata (qualche millimetro), per far sì che a $M=2.2$ anzichè a $M=2$ si avesse l'onda d'urto appoggiata.





PARTE TERZA

ALCUNI ASPETTI DELL'IMPIEGO DELL'F.104

1. Premessa.

Dopo aver descritto, se pure per sommi capi, la particolare architettura dell'F.104 dal punto di vista aerodinamico, si può ora passare a trattare quei particolari aspetti dell'impiego del velivolo che possono presentare degli aspetti inconsueti rispetto a velivoli di caratteristiche più tradizionali e dalle prestazioni meno spinte. Questo soprattutto allo scopo di chiarire ai piloti che transitano sull'F.104 da altri velivoli i motivi per cui sono state adottate talune procedure o imposte particolari limitazioni.

2. La spinta disponibile.

Il motore J79-GE-11A montato sui velivoli F-TF.104-G fornisce una spinta statica massima al livello del mare di circa 10.000 lbs, senza post-combustione.

Tale valore però è un valore ottenuto in condizioni standard al banco prova, ove, tra l'altro, l'aria viene con vogliata al motore attraverso appositi imbuti che ne facilitano l'aspirazione.

Quando il motore è installato la spinta statica cala notevolmente, principalmente a causa del lavoro che deve essere compiuto dal compressore per aspirare l'aria attraverso i diffusori.

Inoltre la spinta dipende notevolmente dalla temperatura esterna.

Esiste un metodo, empirico ed approssimato, ma che può risultare utile al pilota, che permette di conoscere il valore della spinta di cui si dispone a military ed in post-combustione.

Si definisce consumo specifico, C_t , il rapporto tra la massa di carburante che viene utilizzata nell'unità di tempo (consumo orario in lbs/ora) e la spinta che viene fornita dal motore in lbs.

Il consumo orario è dato istante per istante dal flussometro: si avrà allora:

$$C_t = \frac{F/F}{T} \frac{\text{Fuel Flow}}{\text{Thrust}} \frac{\text{lbs}}{\text{lbs} \cdot \text{h}}$$

Il motore del velivolo F.104, installato ha un consumo specifico, a military, che si mantiene sensibilmente uguale ad 1 in tutto il campo di quote e velocità in cui il 104 può operare.

Sarà allora:

$$T = \frac{F/F}{1} \quad (\text{lbs})$$

ossia il valore del consumo orario che a military si legge sul flussometro in lbs/h è, in lbs, il valore della spinta disponibile.

E poichè alla massima postcombustione la spinta aumenta di circa il 50% rispetto a quella che si aveva a military, ed il flussometro non indica il carburante consumato dalla postcombustione, è sufficiente aggiungere il 50% al valore letto al flussometro per conoscere la spinta disponibile in Full A/B.

Così, se al rilascio dei freni si ha un valore al flussometro di 7.500 lbs/h si disporrà di una spinta totale per il decollo di circa $7.500 + 50\% \cdot 7500 = 11250$ lbs.

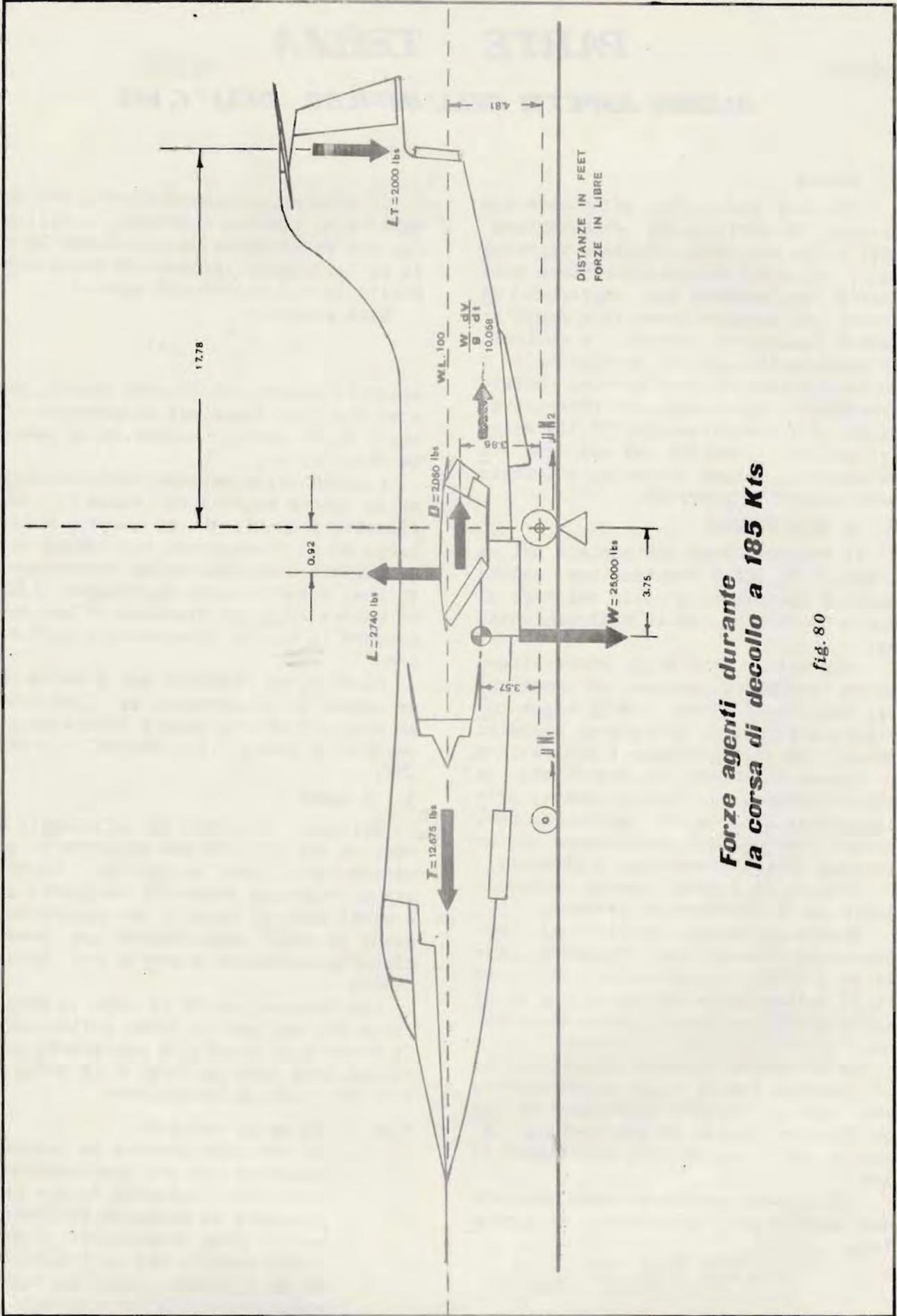
3. Il decollo.

Dal punto di vista del pilotaggio il decollo con l'F.104 non presenta in genere particolari difficoltà, tuttavia un notevole numero di incidenti si è verificato in decolli con configurazioni le quali comportavano una posizione notevolmente avanzata del baricentro.

Per rendersi conto di come la posizione del baricentro possa influenzare la manovra di decollo è necessario esaminare come essa avviene, e le forze ed i momenti che la determinano:

fase 1) Corsa di decollo:

il velivolo aumenta la propria velocità con una accelerazione pressoché costante fino a raggiungere la velocità prevista per la fase successiva. L'assetto assunto dal velivolo è tale da ottenere l'equilibrio dei momenti e delle forze agenti.



Forze agenti durante
la corsa di decollo a 185 Kts

fig. 80

fase 2) Rotazione:

questa avviene attorno all'asse delle ruote del carrello principale, per effetto del momento cabrante che si ottiene aumentando la deportanza della coda. L'incidenza dell'ala aumenta, e con essa la portanza, per cui, quando quest'ultima diventa uguale al peso si ha la:

fase 3) Distacco:

il velivolo si solleva da terra e si stabilisce l'equilibrio dei momenti attorno al baricentro.

La figura 80 mostra le forze agenti sul velivolo durante la corsa di decollo.

Per dare dei valori numerici consideriamo a titolo di esempio un velivolo con serbatoi d'estremità pieni ed un carico di 2.000 lbs al travetto centrale di fusoliera: al momento del decollo il peso sarà di circa 25.000 lbs, ed il baricentro si troverà a -5% della corona media aerodinamica (assumendo come origine il bordo d'attacco e senso positivo verso la coda); ciò significa che il baricentro si trova ad una distanza pari al 5% della c.m.a. avanti al bordo d'attacco.

Durante la corsa di decollo, prima della deflessione dello stabilatore verso il basso, stante la piccolezza della forza deportante che su di esso agisce, l'assetto del velivolo dipenderà in gran parte dalla reazione che è in grado di fornire l'ammortizzatore del ruotino. (figura 80)

Se questo non sarà sufficientemente carico, (e cioè esteso di due pollici ai controlli pre-volo), il velivolo all'istante del passaggio della fase 1 alla fase 2) anziché avere il corretto assetto (di -0.33°), avrà un assetto di -10° (ammortizzatore del ruotino completamente compresso) e la portanza sviluppata dall'ala sarà di appena 1.600 lbs anziché 2.740, come dovrebbe essere a 185 Kts.

Ciò interessa per ottenere una corretta rotazione del muso: esaminiamo infatti quali sono i momenti favorevoli e quali quelli contrari alla rotazione verso l'alto del muso attorno al carrello principale (vedi figura 80).

- Contro:

momento della forza peso:

$$25000 \text{ lbs} \times 45.1 \text{ inch} = 93750 \text{ ftxlbs}$$

momento della spinta:

$$12675 \text{ lbs} \times 4.18 \text{ ft} = 52981 \text{ ftxlbs}$$

in totale il momento

$$\text{contrario è } = 146731 \text{ ftxlbs}$$

- Pro:

momento della portanza:

questa è applicata a +25% c.m.a. ed il suo valore, se l'assetto del velivolo è quello corretto di -0.33°, è di 2740 lbs, il che dà un momento cabrante di 2520 ftxlbs.

La resistenza può essere assunta come agente ad una distanza di 3.86 ft dall'asse delle ruote, con un valore, nelle condizioni citate, di 2050 lbs.

Il suo momento cabrante sarà di 7913 ftxlbs.

La forza d'inerzia ($W/g \cdot dV/dt$) sarà uguale alla spinta meno la resistenza e meno le forze d'attrito μN (μ = coefficiente d'attrito; N = carico normale agente sulle ruote).

In condizioni normali può essere assunto pari a 0.025 (su pista asciutta) e $N = W-L$ (peso meno portanza) sarà dato da: $25000-2740 = 22260$ lbs, e dunque $\mu N = 556,5$ lbs.

Il momento alla forza d'inerzia risulta essere di 35942 ftxlbs.

Momento dovuto alla deportanza della coda: con il trim in posizione neutral' angolo di deflessione dello stabilatore è di -5.33° (rispetto all'asse longitudinale, e quindi la sua incidenza sarà: $-5.33^\circ - 0.33^\circ$ meno ancora un piccolo angolo dovuto al donwash) e la deportanza sviluppata è di -2000 lbs circa.

Questa deportanza, applicata ad una distanza di 17.78 ft dall'asse delle ruote, provoca un momento cabrante di 35400 ftxlbs.

In totale si ha un momento cabrante di 81775 ftxlbs, da cui risulta che con la deflessione dello stabilatore si deve ottenere un momento cabrante di:

$$146731-81775 = 64956 \text{ ftxlbs}$$

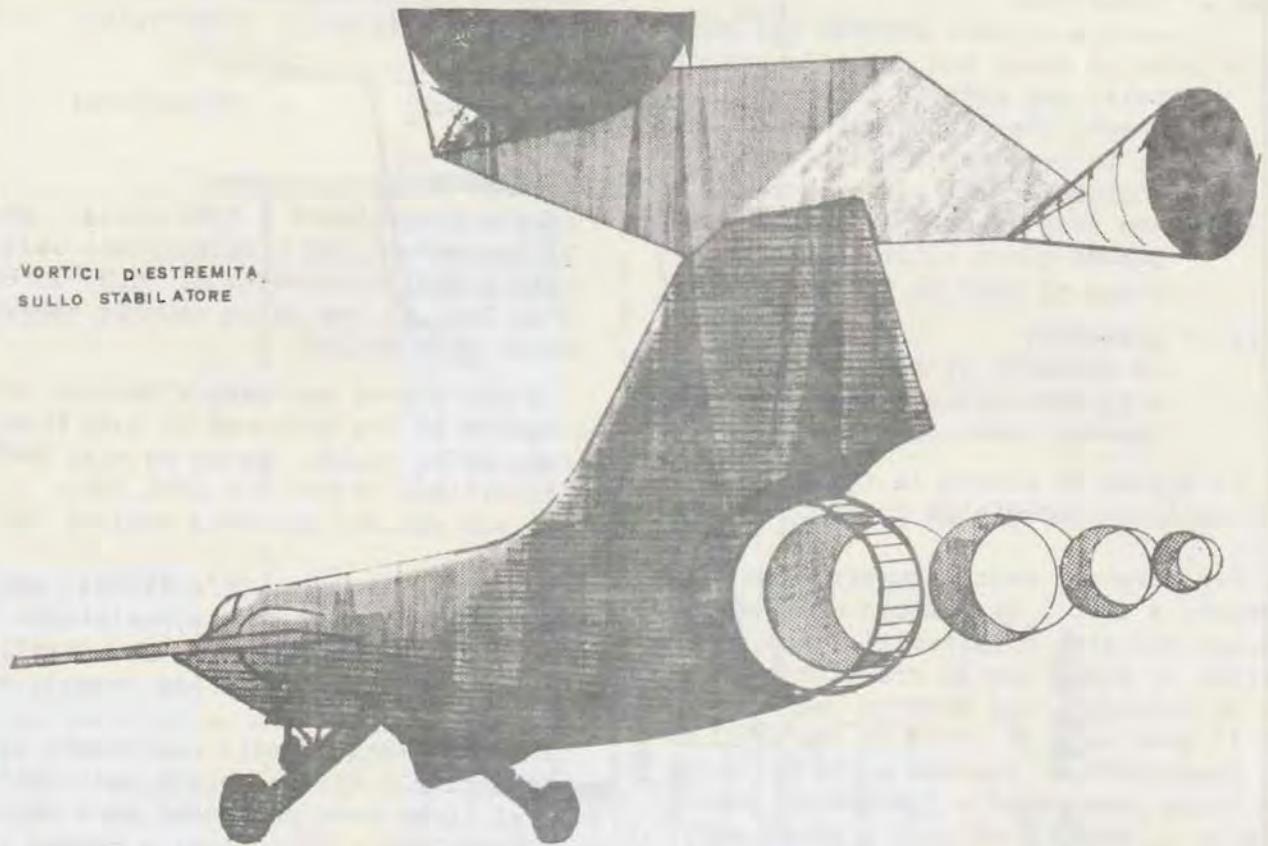
ossia, un aumento della portanza negativa sul piano di coda di circa 3650 lbs.

Tutti i momenti dovuti a forze aerodinamiche, analogamente alle forze aerodinamiche stesse, si possono esprimere nella consueta forma:

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_m$$

in cui c è una opportuna lunghezza e C_m è il coefficiente di momento.

Nel caso del momento di beccheggio



il C_m dipende, tra l'altro, dall'angolo di deflessione del piano orizzontale di coda.

Questo per l'F.104, ha la forma di un'ala sottile a basso allungamento, per cui l'andamento dell'aliquota del coefficiente di beccheggio ad esso dovuta, in funzione della deflessione del piano di coda sarà quello mostrato in figura 81.

Come si vede tale andamento è simile a quello del C_L dell'ala; infatti l'ala e lo stabilatore hanno all'incirca le stesse caratteristiche geometriche.

Come si vede il diagramma ha un andamento piuttosto piatto e presenta un massimo per un angolo di deflessione di -12.5° , per poi diminuire, per effetto dei vortici d'estremità, fino a 17.5° .

che costituisce il valore di deflessione a fondo corsa.

Tale diagramma è valido finché l'assetto del velivolo è di -0.33° .

Si vede dunque che il massimo momento cabrante si avrà non tirando la barra tutta indietro, ma spostandola in maniera di avere lo stabilatore deflesso di -12.5° .

Ciò si ottiene, se il trim è in posizione corretta per il decollo, spostando la barra all'indietro di circa il 50% della sua massima escursione.

Una volta avvenuta la rotazione la incidenza negativa del piano di coda sarà diminuita, e diminuita sarà l'influenza dei vortici d'estremità, e dunque il massimo momento cabrante si otterrà tirando ulteriormente indietro la



fig. 81

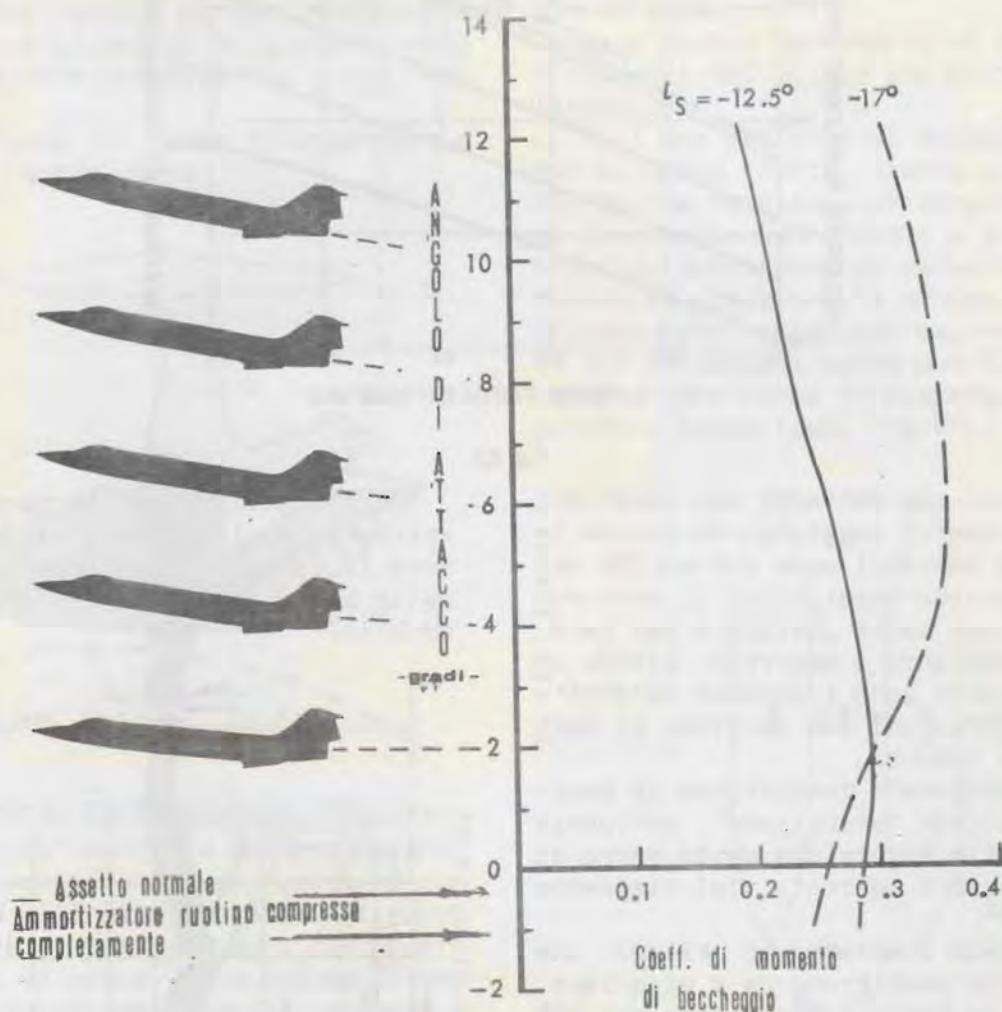


fig. 82

barra fino a fondo corsa. Ciò è messo in luce nel diagramma di fig. 82 in cui si vede come varia il momento cabrante al variare dell'angolo di attacco del velivolo nei due casi, di stabilatore a -12.5° ed a -17° .

Come si vede, fino a $+20$ di incidenza si ottiene un momento maggiore deflettendo lo stabilatore di -12.5° , anziché di -17° .

Nonostante ciò le prove di volo hanno dimostrato che anche con lo stabilitore deflesso a fondo corsa la rotazione del muso avviene sempre, con tutte le configurazioni possibili del velivolo.

Resta però la sgradevole sensazione con il baricentro avanzato, che il velivolo non ruoti quando il pilota se lo aspetta.

Questa, probabilmente, è stata una delle cause principali degli incidenti sopra menzionati.

Infatti come si vede dal diagramma di fig. 83, che è valido se lo stabilitore è deflesso a -12.5° , la velocità di rotazione del muso è funzione della posizione più o meno avanzata del baricentro, pur rimanendo la velocità di distacco sempre la stessa.

Nel caso del nostro esempio, si vede dal diagramma che con il baricentro situato a -5% c.m.a. la velocità di rotazione coincide praticamente con la velocità di decollo e con un peso totale di 25000 lbs, tale velocità è di circa 205 Kts.

Per effettuare un decollo corretto, si consiglia allora di calcolare la velocità di distacco (che abbiamo detto

F.104,G(map)&TF.104G velocità minima
di rotazione velivolo (pista asciutta)

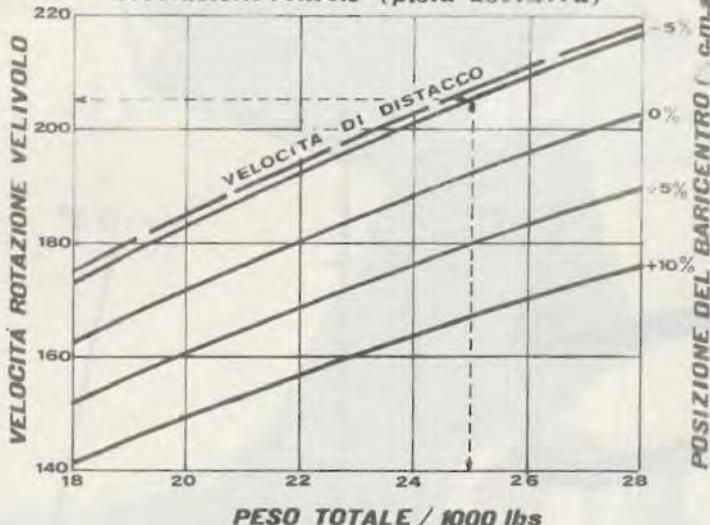


fig.83

essere funzione soltanto del peso), poi, 20 Kts prima di raggiungerla tirare indietro la barra di poco più del 50% della sua massima escursione: il muso ruota a seconda della posizione del bari-centro; pertanto è opportuno almeno conoscere quali sono i carichi esterni o le configurazioni che spostano il bari-centro in avanti.

Si è accennato innanzi che la posizione del trim "stabilizer" influenza la possibile escursione della barra di comando: ciò è mostrato dal diagramma di fig. 84.

Da questo diagramma si rileva che con il trim completamente a picchiare, spostare la barra all'indietro del 50% della sua possibile escursione significa spostare lo stabilitore da +2° a circa -5°, mentre per defletterlo di -12.6° sarà necessario tirare la barra all'indietro fino a fondo corsa o quasi.

In definitiva si otterrà un momento cabrante molto minore di quanto ci si aspetta, usando la tecnica sopra descritta.

D'altra parte, se il trim è tutto a cabrare, si raggiungeranno i -17° di deflessione parecchio prima di arrivare al fondo corsa della barra, e si entrerà nella zona di diminuita efficacia dello stabilitore.

Una procedura abbastanza semplice e corretta che si può usare per evitare errori di posizionamento del trim dello stabilitore è quello di spostare in avanti ed indietro per tutta la sua escursione la barra prima del rilascio freni.

Un siffatto controllo permetterà di abituarsi a riconoscere quale deve essere la corretta, completa escursione della barra con il trim in posizione di decollo.

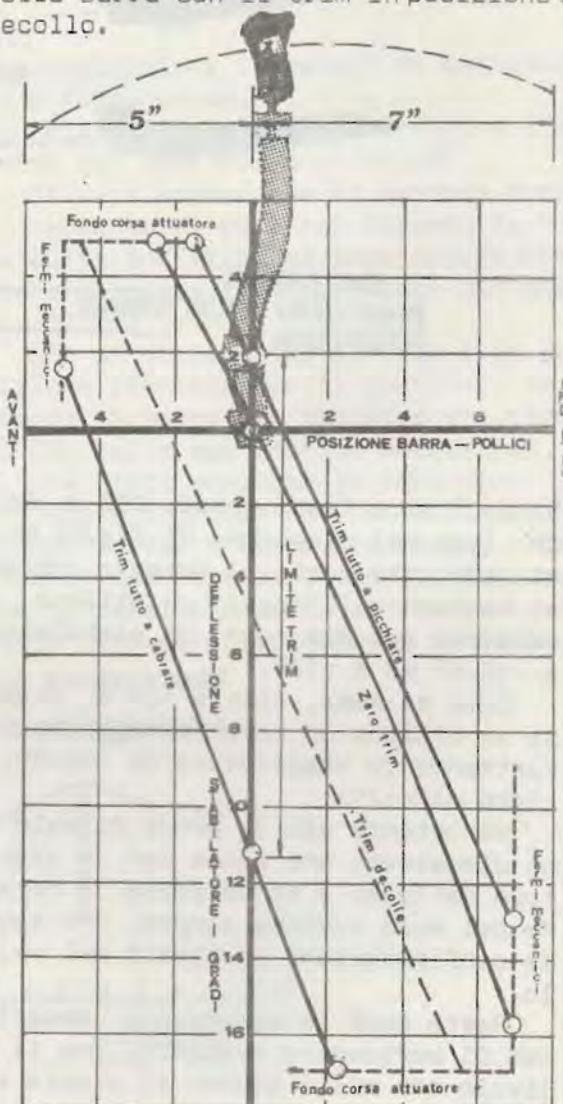


fig.84

4. Volo in formazione.

a. Formazione subsonica.

Il campo aerodinamico che si genera a valle dell'F.104 in volo subsonico, come si è visto nella parte prima, è costituito da due vortici di estremità molto intensi e da un angolo di downwash notevole nella zona compresa tra detti vortici.

Ciò a causa del basso allungamento e del forte carico alare.

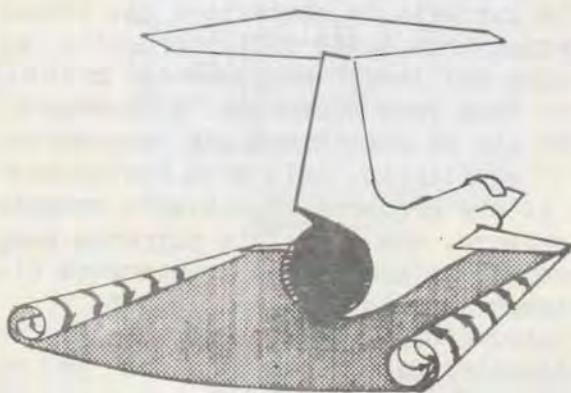


fig. 85

Se, volando in formazione, il velivolo gregario si avvicina troppo, lateralmente, al velivolo leader, entrando con la propria ala nella sua scia, si avrà una perdita di portanza sull'ala del gregario, che si trova ora a volare in una zona dove la direzione della corrente è deflessa dall'angolo di downwash ed il

flusso è reso turbolento dalla presenza del vortice d'estremità del leader.

Ciò comporterà (vedi fig. 86) un momento di rollio verso il leader, un avvicinamento fra i due velivoli e quindi una ulteriore perdita di portanza dell'ala in scia.

Sarà dunque necessario un tempestivo intervento del pilota per evitare una collisione.

Se i due velivoli si avvicinano oltre un certo limite, l'aria che fluisce fra le due fusoliere si comporterà come se fluisse in un condotto a sezione variabile, aumentando di velocità e diminuendo di pressione, e dunque, a causa della maggior pressione esistente sui lati non affacciati delle due fusoliere una ulteriore forza le sospingerà l'una contro l'altra (vedi fig. 87).

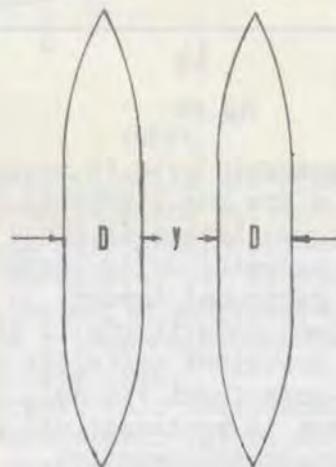


fig. 87

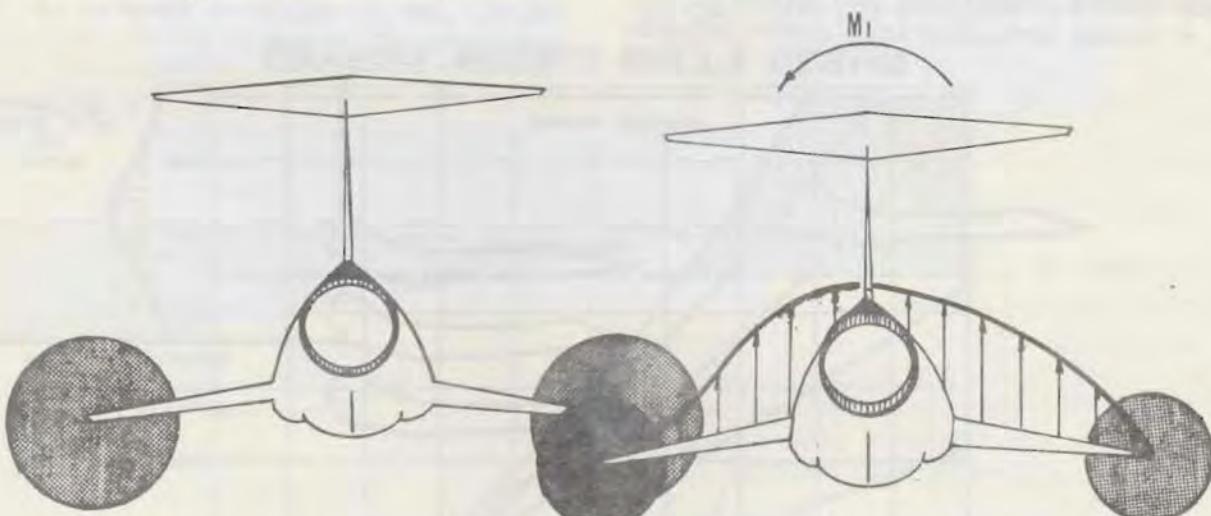


fig. 86

Tale forza sarà di intensità non trascurabile solo quando la distanza fra i due corpi di rivoluzione che in figura rappresentano le fusoliere sarà minore di 1,2 volte il loro diametro.

Ciò è mostrato nel diagramma di figura 88.

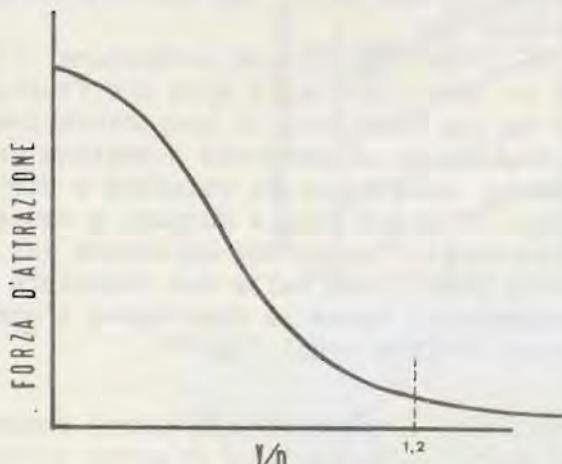


fig. 88

Se il gregario vola in posizione "a bastone", oltre che l'effetto del downwash, si dovrà tenere in conto anche l'aumentata velocità della corrente per effetto del getto del leader.

Supponiamo infatti che il gregario voli in una posizione corretta: al di sotto della scia (vedi fig. 89), l'incidenza (e quindi la portanza) del piano di coda è normalmente negativa.

Se il velivolo del gregario entra nella zona dove la deflessione della corrente è sensibile, si ha un aumento dell'incidenza (negativa) del piano di coda e dunque una ulteriore deportanza su

di esso con conseguente momento cabrante.

Ciò farà passare il velivolo dalla posizione 2 alla posizione 3 di figura.

In tale posizione il piano orizzontale entrerà nella scia del getto ove, raggiando una velocità maggiore, si avrà un ulteriore aumento della deportanza in coda con un ulteriore momento cabrante ed il rischio di collisione o quanto meno di perdita di controllo del velivolo.

Anche in questo caso si capisce come un tempestivo intervento del pilota sia quanto mai desiderabile.

Se tuttavia la correzione del pilota è troppo brusca, il velivolo uscirà dalla scia del leader bruscamente, ed il piano di coda sarà orientato "a picchiare" molto più di quanto non sia necessario, per l'equilibrio, nell'aria indisturbata, il che produrrà un violento momento picchiante, che il pilota potrebbe essere portato a correggere bruscamente riportandosi nella scia del leader.

Tutto ciò potrebbe causare delle oscillazioni divergenti di pitch se i movimenti correttivi del pilota entrano in controfase coi movimenti del velivolo.

b. Formazione supersonica.

Per quanto riguarda la separazione laterale dei velivoli in formazione questa sarà necessaria anche in volo supersonico, sebbene alle alte velocità l'effetto dei vortici d'estremità sia praticamente trascurabile.

Il cono di Mach generato dall'estremità dell'ala del leader causa una diminuzione nella distribuzione della pressione sull'ala del gregario (vedi figura 90) con conseguente momento di rollio verso il leader.

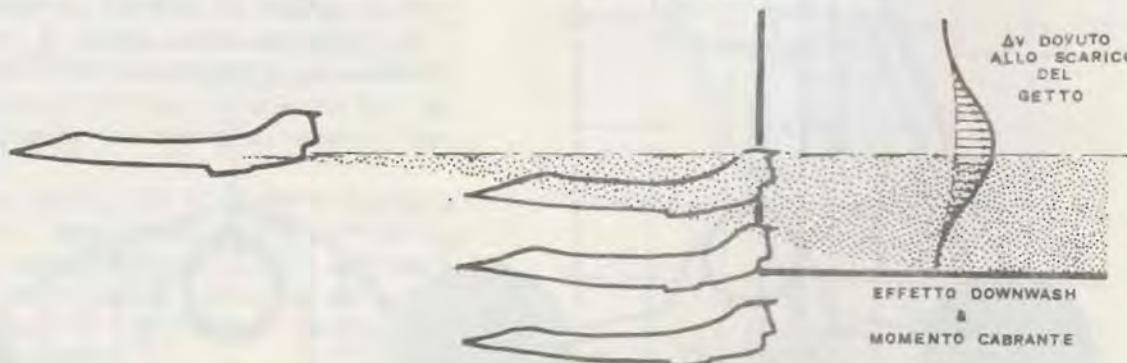


fig. 89

Ma il fenomeno più importante è quello che si può verificare quando il velivolo del gregario attraversa il cono d'urto generato dal leader (vedi figura 84).

(a)

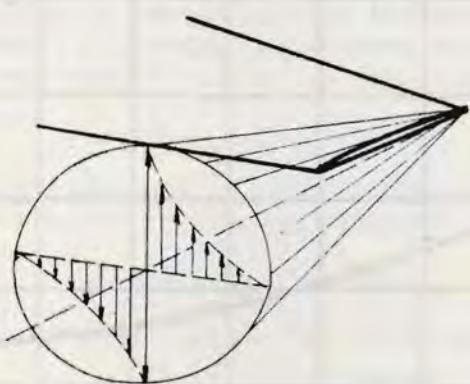


fig. 90

(b)

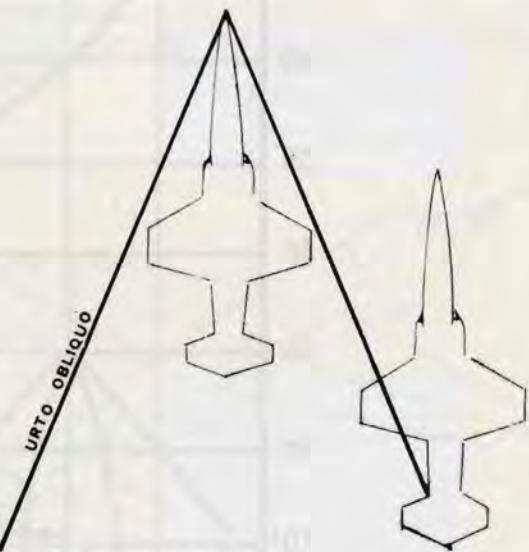
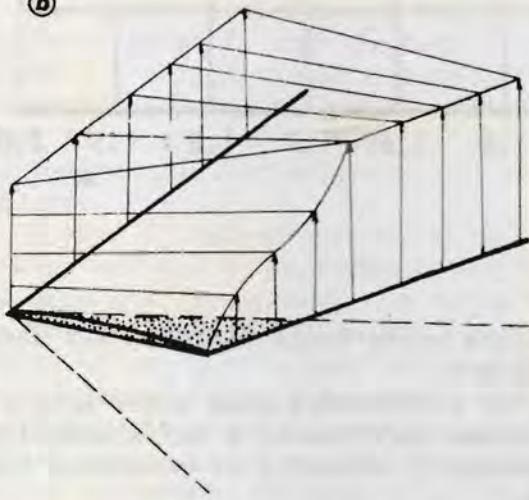


fig. 91

Per effetto delle differenti grandezze termodinamiche esistenti a monte ed a valle dell'urto, è evidente che si possono innescare, per il gregario del le oscillazioni di imbardata specialmen te quando l'impennaggio verticale at traversa tale urto.

Se durante tali oscillazioni si su perano determinati valori dell'angolo di imbardata, possono essere superati i carichi ammessi sull'impennaggio ver ticale con conseguente danneggiamento strutturale del velivolo. In fig. 85 so no riportati, in funzione del n° di Mach,

CARICHI AGENTI SULLA DERIVA

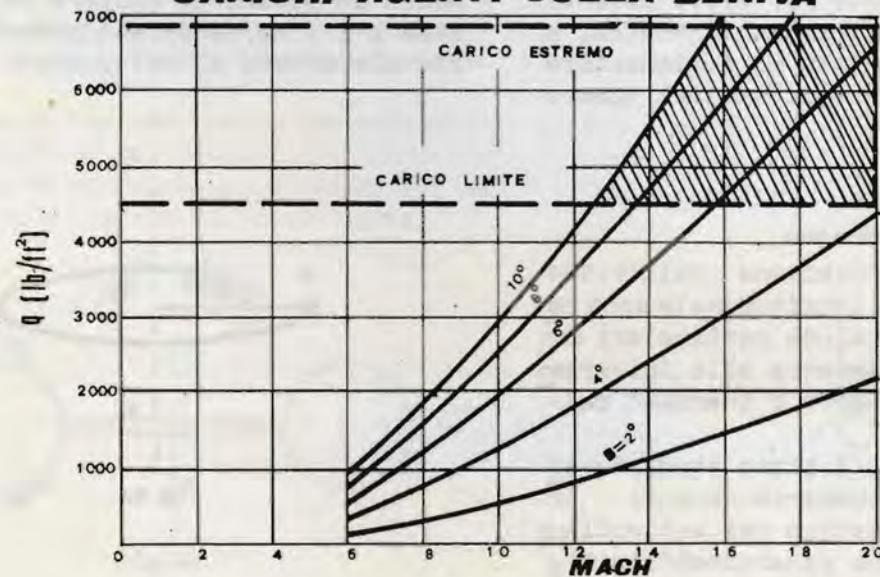


fig. 92

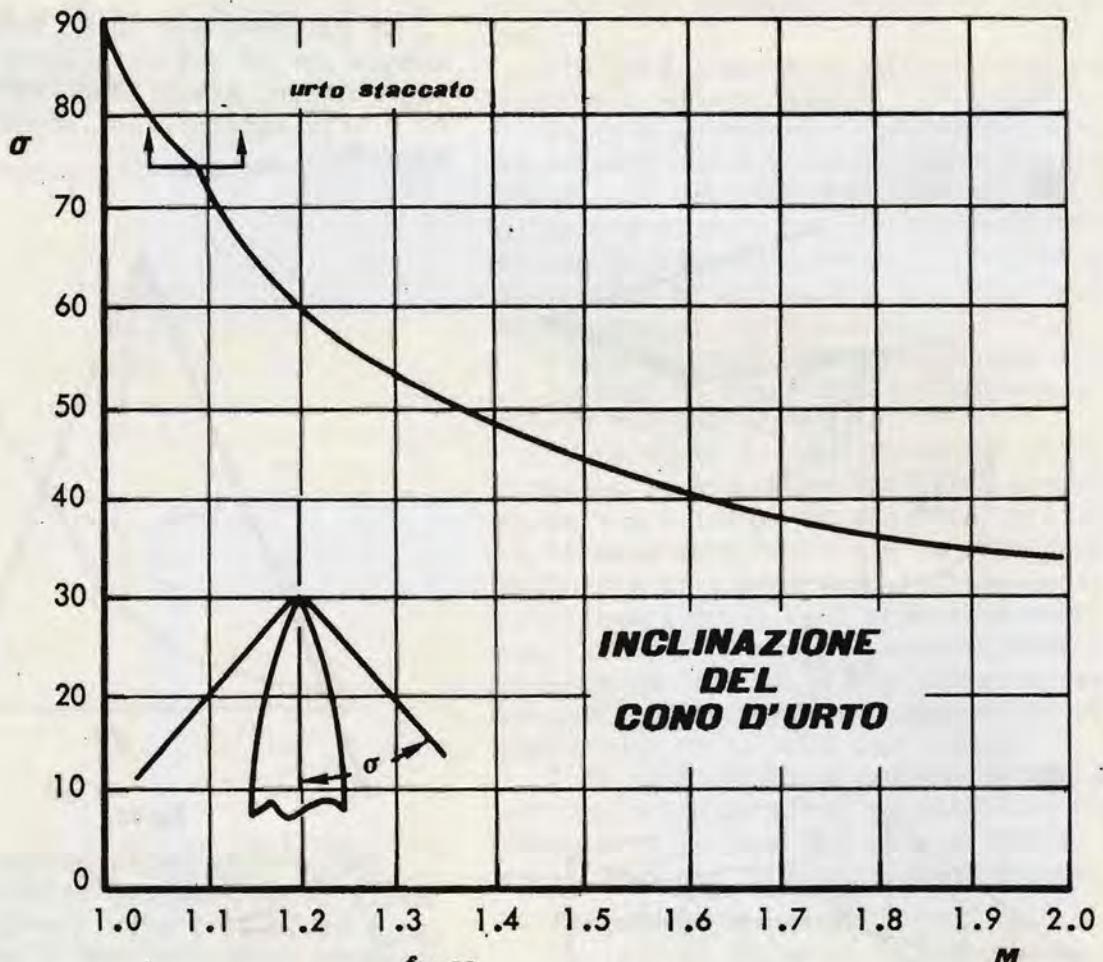


fig. 93

i valori dei carichi che si destano sull'impennaggio verticale per diversi valori dell'angolo d'imbarbata.

Si consiglia pertanto, volando in formazione supersonica, che il velivolo gregario voli o tutto davanti o tutto dietro all'onda d'urto del leader, attraversandola solo per brevi istanti.

Il diagramma di figura 93 mostra, a questo scopo, l'angolo di semiapertura del cono d'urto in funzione del numero di Mach.

5. La manovra di rollio.

a. Accoppiamenti d'inerzia.

Le manovre di rotazione attorno all'asse longitudinale sono caratterizzate, in talune particolari condizioni, da una tendenza alla "divergenza" per "accoppiamento d'inerzia" della manovra.

Questo fenomeno è stato studiato solo in tempi relativamente recenti in quanto è caratteristico dei velivoli veloci, i quali hanno generalmente una fu-

soliera molto lunga rispetto all'apertura alare.

Per comprendere cosa significhi e come possa verificarsi è indispensabile richiamare il concetto di momento d'inerzia.

Sia P (fig. 94) un punto materiale di massa dm libero di ruotare attorno all'asse z-z'; si definisce momento d'inerzia elementare dI del punto P rispetto

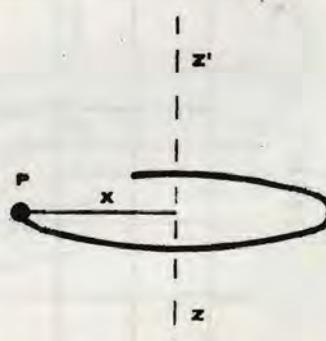


fig. 94

all'asse z-z' il prodotto dmx^2 tra la massa del punto P e il quadrato della distanza di P dall'asse cui si riferisce I.

Se invece di un solo punto consideriamo un numero di punti che non possono variare la loro posizione reciproca il momento d'inerzia del sistema sarà la somma dei momenti d'inerzia dei singoli punti:

$$I = \sum_1^n dm x^2 \quad 23$$

Se consideriamo un corpo rigido continuo, anziché un sistema discreto, si avrà:

$$I = \int_M x^2 dm \quad 24$$

ove M è la massa totale del corpo o, meglio,

$$I = \int_V x^2 \rho dv \quad 25$$

ove ρ è la densità "locale" del corpo e V il suo volume.

Ma vediamo ora fisicamente che significato ha questo momento d'inerzia.

Non a caso esso è anche detto massa rotante: infatti, come la massa di un corpo è l'entità che si oppone alle variazioni di velocità lineare del corpo, così il momento d'inerzia è l'entità che si oppone alle variazioni di velocità angolare.

E come il secondo principio della dinamica espresso nella forma $F=ma=m \cdot dV/dt$ ci dice che, applicando una forza F ad un corpo l'accelerazione che ne deriva è tanto minore quanto maggiore è la massa m del corpo, così, nel caso di un corpo rotante attorno ad un asse la relazione $M=I \cdot dw/dt$ ci dice che applicando ad un corpo il momento M (rispetto ad un certo asse) la variazione di velocità angolare che il corpo subisce sarà tanto minore quanto maggiore è il momento d'inerzia del corpo (rispetto a quello stesso asse).

E' intuitivo che questo momento d'inerzia dipende dalla massa del corpo e dalla sua distribuzione rispetto all'asse attorno al quale il corpo ruota.

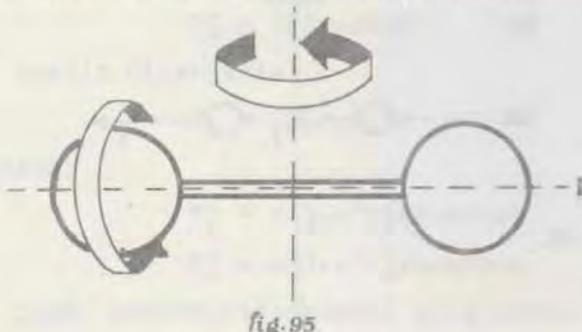


fig.95

Basta infatti immaginare che il corpo di fig. 95 sia messo in rotazione una volta attorno all'asse x ed una volta attorno all'asse y, per rendersi conto che nel primo caso occorrerà applicare una coppia molto minore per raggiungere nello stesso tempo la stessa velocità angolare.

Consideriamo ora il velivolo di figura 96.

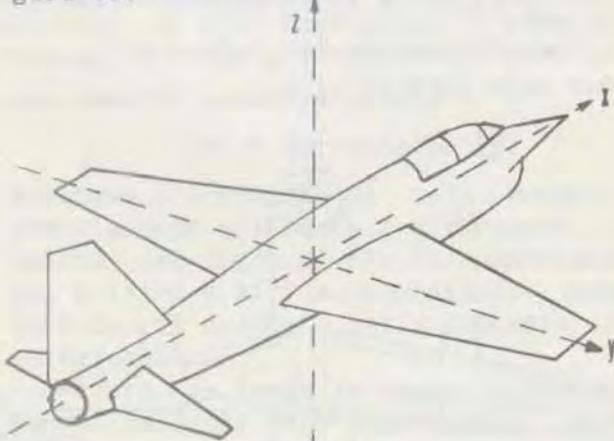


fig.96

Rispetto ai tre assi x, y e z esso avrà tre diversi momenti d'inerzia: chiamiamoli rispettivamente I_x , I_y , I_z .

Possiamo considerare un sistema che agli effetti inerziali sia equivalente al velivolo.

Per fare ciò consideriamo sei masse distinte ciascuna delle quali valga $1/6$ della massa del velivolo, a due a due simmetricamente disposte lungo gli assi x, y, z attorno all'origine, a distanze tali da essa che i momenti d'inerzia che ne risultano siano uguali ai momenti I_x , I_y , I_z del velivolo.

Dovrà cioè essere (vedi fig. 97):

$$\begin{aligned} I_x &= 2 \cdot m / 6 \cdot r_y^2 + 2 \cdot m / 6 \cdot r_z^2 \\ I_y &= 2 \cdot m / 6 \cdot r_x^2 + 2 \cdot m / 6 \cdot r_z^2 \\ I_z &= 2 \cdot m / 6 \cdot r_x^2 + 2 \cdot m / 6 \cdot r_y^2 \end{aligned} \quad 26$$

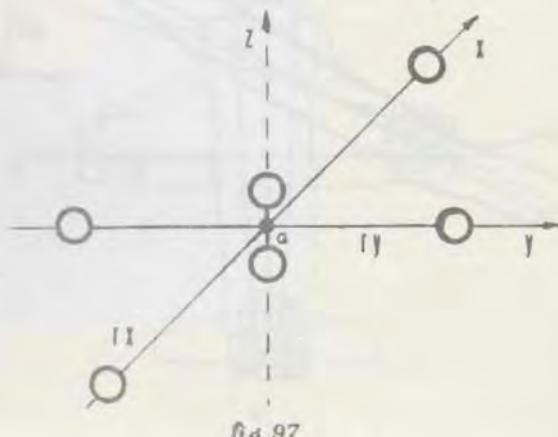


fig.97

Operando in tal modo abbiamo ottenuto un sistema che ha la stessa massa del velivolo, lo stesso baricentro, e dunque avrà lo stesso comportamento nelle accelerazioni lineari; inoltre gli stessi momenti d'inerzia e quindi lo stesso comportamento nelle rotazioni attorno a tali assi; per giunta, se gli assi velivolo saranno stati opportunamente scelti (terza principale d'inerzia), il sistema si comporterà come il velivolo durante le rotazioni attorno a qualunque asse baricentrico.

Le masse disposte lungo l'asse z essendo molto vicine al baricentro, potranno venir considerate come concentrate in esso, e pertanto trascurata agli effetti delle rotazioni.

Potremo allora rappresentare il nostro velivolo con solo quattro masse disposte lungo gli assi x e y.

I velivoli a grande apertura alare, o i plurimotori, avranno un sistema equivalente del genere di quello mostrato in fig. 98a, avranno cioè $I_y > I_x$, e li chiameremo velivoli "ad architettura convenzionale".

I velivoli veloci, saranno invece caratterizzati dall'aver $I_y < I_x$ (fig. 98b) e li chiameremo velivoli ad architettura supersonica.

Per inciso, per l'F.104 è:

$$I_y = 17 I_x$$

Supponiamo di mettere in rotazione i due sistemi di figura 99a-b attorno ai loro assi x (fig. 99a): nelle masse disposte sull'asse y nasceranno due forze centrifughe uguali e contrarie che si faranno equilibrio.

Chiamando come si è detto, r_x ed r_y le distanze delle masse dall'origine la forza centrifuga che in ciascuna di esse si destà sarà $F_c = m/6 \cdot r_y \omega^2$.

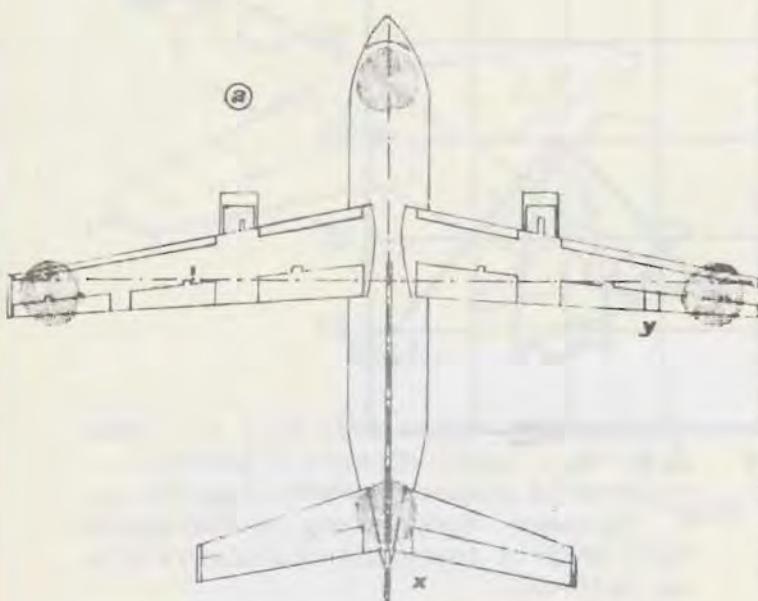


fig. 98

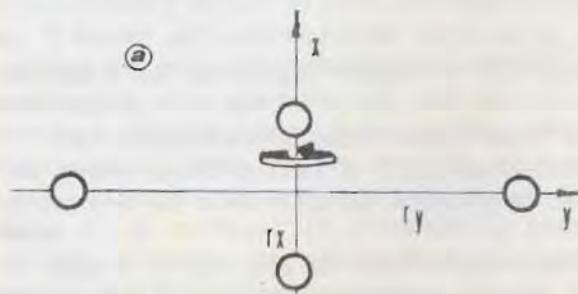
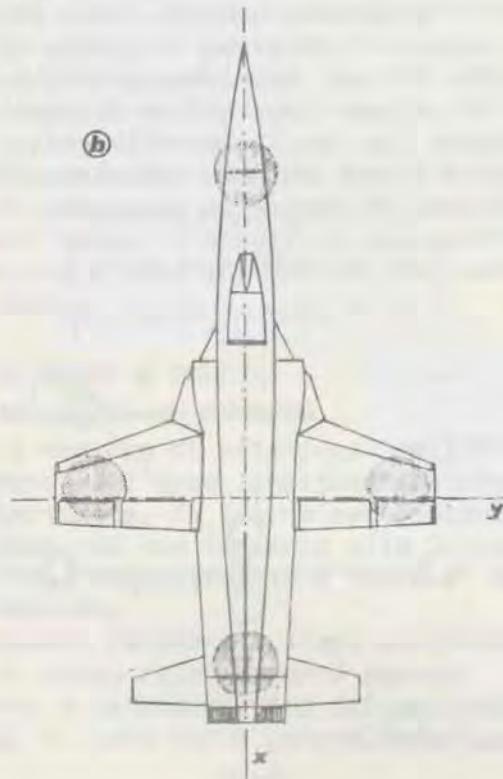
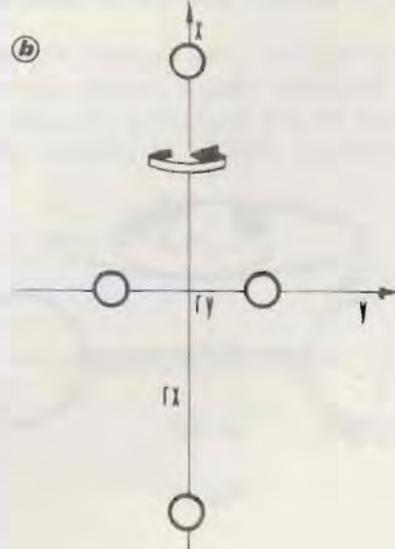


fig. 99



Se ora, come mostrato in fig. 100 mettiamo in rotazione il nostro sistema attorno ad un asse non più coincidente con l'asse x , ma che forma con questo un certo angolo ϕ , in tutte e quattro le masse nasceranno delle forze centrifughe.

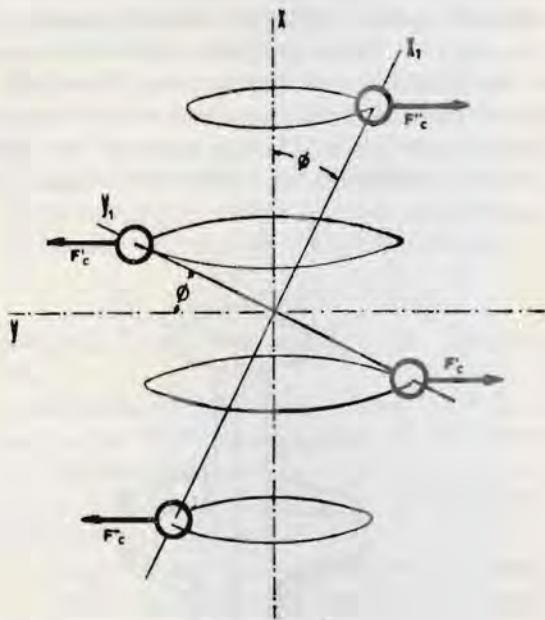


fig. 100

Con riferimento alla figura 100 tali forze varranno:

$$F'_c = m/6 \cdot \omega^2 r y \cos \phi \quad 27$$

$$F''_c = m/6 \cdot \omega^2 r y \sin \phi$$

Le forze F'_c daranno luogo ad un momento "stabilizzante" attorno al baricentro, infatti tenderanno ad allineare l'asse x con l'asse di rotazione, cioè a far diminuire l'angolo ϕ ; ove ciò avvenga le forze F'_c andranno aumentando e le forze F''_c andranno diminuendo fino a scomparire; il sistema, cioè, da solo si riporterà a ruotare attorno all'asse x .

Al contrario le forze F'_c daranno attorno al baricentro un momento "divergente", che, cioè, tende ad allontanare l'asse x dall'asse di rotazione, ossia a far aumentare l'angolo ϕ .

Il momento allineante vale:

$$M'_c = 2F'_c r y \sin \phi \quad 28$$

e quello divergente:

$$M''_c = 2F''_c r_x \cos \phi \quad 29$$

ossia:

$$M'_c = m/3 \cdot \omega^2 r_y^2 \sin \phi \cos \phi \quad 30$$

$$M''_c = m/3 \cdot \omega^2 r_x^2 \sin \phi \cos \phi$$

cioè, ancora riferendosi alle formule

di pag. 44):

$$M'_c = \omega^2 I_x \sin \phi \cos \phi$$

$$M''_c = \omega^2 I_y \sin \phi \cos \phi$$

31

Il momento totale agente nel piano laterale attorno al baricentro sarà:

$$M_c = M'_c - M''_c \quad 32$$

e sarà allineante o divergente a seconda che sia $I_x > I_y$ o viceversa.

Dalle formule n° 31 si ottiene:

$$M'_c - M''_c = \omega^2 \sin \phi \cos \phi (I_x - I_y)$$

ed, essendo $\sin \phi \cos \phi = \frac{1}{2} \sin 2\phi$

$$M_c = \frac{1}{2} \omega^2 \sin 2\phi (I_x - I_y)$$

e dunque l'intensità di tale momento, che sia esso allineato o divergente, a seconda del segno di $(I_x - I_y)$ aumenterà con ϕ (fino a 45°) e, soprattutto, aumenterà con il quadrato della velocità di rotazione.

Allora, se $I_y > I_x$ la tendenza inerziale del velivolo sarà "divergente", cioè in un velivolo ad architettura supersonica si destano nelle masse distribuite in fusoliera delle forze centrifughe che se pure inizialmente piccolissime, tendono a far "divergere" la manovra di rollio.

Se dunque il velivolo, volando ad una certa incidenza, effettua un tonneau ruotando (fig. 101) - come generalmente avviene attorno ad un asse non perfettamente coincidente con l'asse x , ma formante con esso un piccolo angolo ϕ , immediatamente l'angolo ϕ tende ad aumentare ed il velivolo tende a disporsi di traverso rispetto a V_∞ .

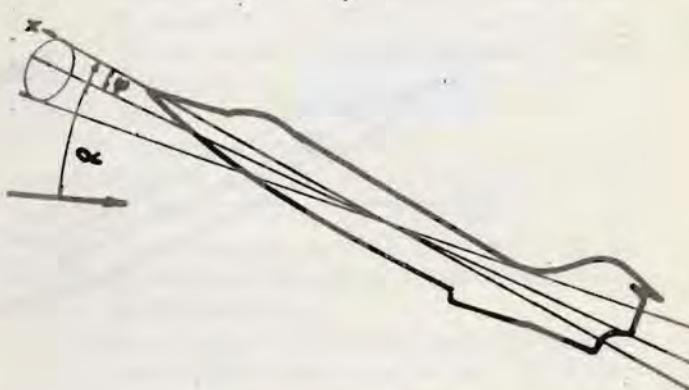


fig. 101

Ciò ordinariamente non avviene in quanto le forze aerodinamiche sono generalmente stabilizzanti ed il loro effetto è maggiore di quello delle forze di massa.

Il caso che vogliamo approfondire è proprio quello in cui il contributo stabilizzante delle forze aerodinamiche diminuisca o diventi addirittura negativo, e vada quindi a sommarsi a quello instabilizzante delle forze di massa.

Come fu detto a pag. 28 il velivolo F.104 è dotato di un forte effetto diedro positivo a causa della forma dei piani di coda.

Senza stare ad esaminare tutti i contributi aerodinamici delle varie parti del velivolo, sarà qui sufficiente dire che l'unica forza aerodinamica che può essere instabilizzante durante le manovre di rollio è proprio quella che si genera sull'impennaggio verticale per effetto della presenza di un angolo di derapata β (fig.102).

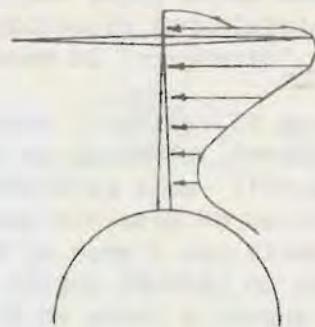


fig. 102

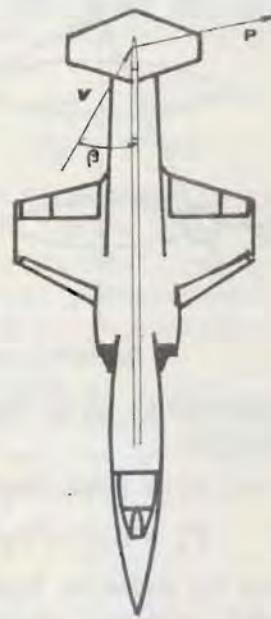


fig. 104

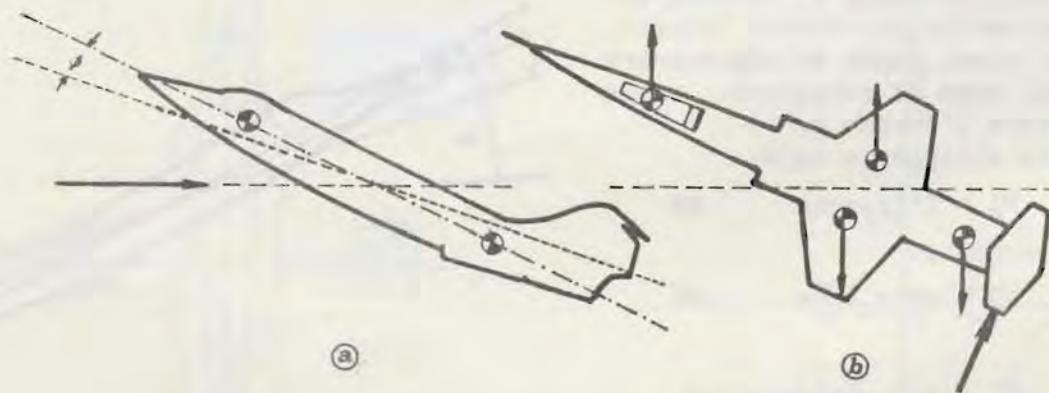


fig. 103

Esaminiamo le successive fasi di un tonneau a sinistra iniziato con una incidenza α positiva (fig.103a-b) dopo una rotazione di 90° (se è $\phi < \alpha$) si avrà un angolo β di derapata all'incirca uguale all'angolo di incidenza iniziale α .

Come si disse nella parte seconda a proposito dell'effetto diedro (pag. 28) tale angolo farà sorgere sull'impennaggio verticale una forza aerodinamica P proporzionale a β , la quale avrà un momento rispetto all'asse x tale da opporsi alla rotazione a sinistra (fig.104).

Tale momento dunque tenderà a smorzare la rotazione e quindi a non far aumentare la velocità di rotazione ω .

Se al contrario il tonneau a sinistra viene effettuato partendo con un angolo iniziale di incidenza negativo (Fig. 105 ad esempio partendo da una condizione di volo rovescio rettilineo orizzontale si avrà il fenomeno opposto).

Dopo 90° di rotazione l'angolo β sarà tale -come chiaramente mostrato in figura- da far sorgere un momento di rollio favorevole alla rotazione.

Tale momento andrà a far aumentare ω , ed allora, il momento squilibrante

$$M_c = \frac{1}{2} w^2 \sin \phi (I_x - I_y)$$

aumenterà, come s'è detto, col quadrato di w .

L'aumento di M_c farà aumentare β , che a sua volta farà aumentare P , che a sua volta farà aumentare w e così via: si è cioè in una situazione di instabilità: divergenza di rollio.

E' importante sottolineare il fatto che l'effetto diedro dovuto all'impenaggio verticale sarà stabilizzante o instabilizzante a seconda che l'incidenza e quindi la portanza sia positiva o negativa: siccome, come fu spiegato a suo tempo un'incidenza positiva comporta un fattore di carico positivo ed un'incidenza negativa un fattore di carico negativo, è chiaro che effettuare un tonneau con fattore di carico positivo (cioè con "g" positivi) significa fruire di un effetto diedro stabilizzante, mentre, effettuare un tonneau con fattore di carico negativo significa ottenere una instabilità tanto maggiore quanto più negativo è il fattore di carico.

La divergenza di rollio per accoppiamento d'inerzia comporta la ingovernabilità del velivolo ed il superamento dei carichi consentiti dalla struttura, con l'irrimediabile perdita del velivolo.

Sulla base degli studi teorici e dei pochi dati sperimentali disponibili la Lockheed iniziò l'analisi delle caratteristiche di rollio dell'F.104, analisi che fu completata nel dicembre 1956.

Fu stabilita una configurazione di base dell'F.104, che a quel tempo era senza la pinna ventrale, con i "dampers" non funzionanti e con gli alettoni che avevano la possibilità di escursione di $\pm 20^\circ$.

I calcoli vennero effettuati con un calcolatore IBM701, per una manovra di rotazione effettuata con i seguenti parametri:

1. Velocità pari a M.1.6
 2. Quota pari a 40.000 ft
 3. Fattore di carico all'inizio manovra: 0 "g"
 4. Deflessione totale (20°) degli alettoni.
- I risultati furono:
1. Si sarebbe avuto un rapido e continuo aumento dell'angolo di derapata.
 2. Entro brevissimo tempo si sarebbe raggiunta una velocità angolare di rollio di 4600° al secondo.
 3. Anche se la deflessione degli alettoni fosse stata completamente invertita al termine dei primi 380° il grande aumento di derapata avrebbe contrastato il momento di rollio inverso provocato dagli alettoni e quindi il velivolo sarebbe stato nelle condizioni di autorotazione.
 4. Durante la manovra sarebbero stati superati sia il fattore di carico limite che i carichi limite laterali ed il velivolo sarebbe andato in pezzi.

In seguito a questi risultati furono apportate al velivolo le seguenti modifiche:

1. Una pinna ventrale per aumentare la stabilità statica direzionale nonché per attenuare l'effetto diedro alle incidenze negative.
2. L'escursione massima degli alettoni, attraverso un limitatore di corsa meccanico che entra in funzione solo col carrello retratto fu limitata a $\pm 15^\circ$. In tal modo la massima velocità di rollio raggiungibile è di $1500^\circ/\text{sec}$.
3. La modifica dei "dampers" di biecheggiaggio e di imbardata, tendente a permettere di utilizzare in pieno le loro intrinseche qualità di smorzamento nelle manovre di rollio.

Con questa configurazione il calcolatore stabilì che le caratteristiche di rollio erano sicure ed adeguate a tutte le quote, incluse quelle per cui, nella configurazione precedente, sarebbe avvenuta la catastrofe.

A questo punto fu iniziato il programma di prove in volo ed una serie di consultazioni con l'USAF permise di stabilire le esigenze relative al rapporto tra il rollio e le qualità di manovrabilità e di integrità strutturale del velivolo, come stabilito nella MIL-SPEC-

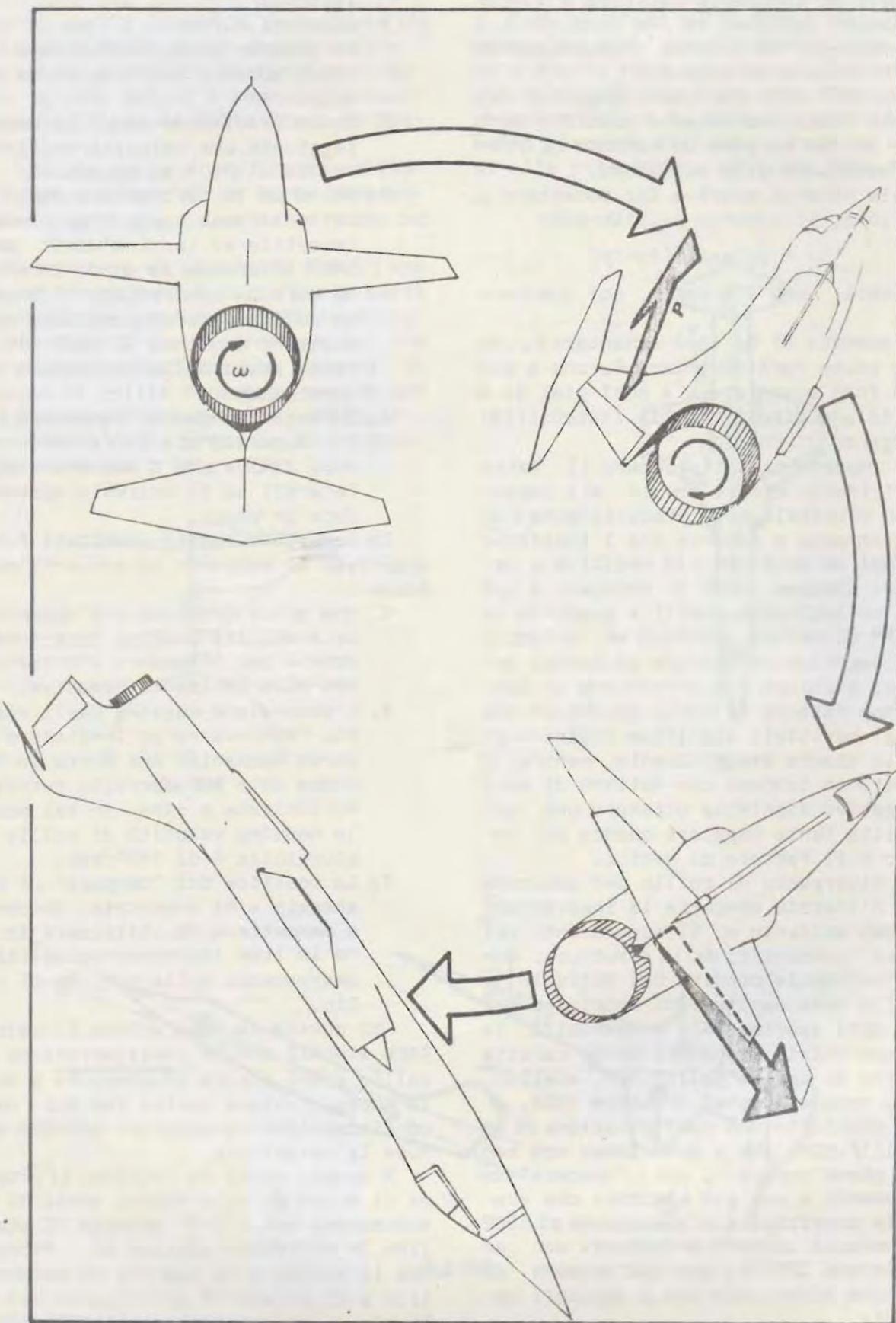


fig. 105

F-8785 e MIL-SPEC J-5702.

Sulla base di tali specificazioni, ed allo scopo di dimostrare la sicurezza e l'idoneità delle manovre di rollio, furono stabiliti i seguenti criteri:

1. Il velivolo deve avere una velocità di rollio di cresta di 150° al secondo in volo orizzontale ed alla quota di 40.000 ft. Sono accettabili riduzioni della velocità angolare di cresta a quote maggiori o per entrate in rollio con fattore di carico maggiore. Alla velocità di progetto di 750 Kts il velivolo deve dimostrare la possibilità di sviluppare una velocità angolare di rollio di cresta di 500° al secondo.
2. Il velivolo deve dimostrare la sua capacità di compiere una inclinazione laterale di 100° in 1 sec., alla quota di 20.000 ft, con entrata in rollio con fattore di carico di 1 "g". Sono accettabili riduzioni di questo valore per quote maggiori o per entrate in rollio con fattore di carico superiore.
3. Allo scopo di dimostrare la sicurezza delle manovre di rollio, il velivolo deve compiere rotazioni di 360° attorno all'asse longitudinale. L'inversione degli alettoni, a scopo di verifica, non deve essere iniziato finché il velivolo non ha compiuto una rivoluzione completa di 360° attorno al suo asse longitudinale.
4. I carichi limite non debbono venire superati per una gamma di condizioni di entrata in rollio variabili da zero "g" ad un valore massimo di $2/3$ "g".
5. Il velivolo deve mostrare al pilota di possedere caratteristiche di manovrabilità ragionevoli per tutte le condizioni di entrata in rollio comprese tra il volo orizzontale ed un fattore di carico massimo di $2/3$ "g".

Una volta stabilita la configurazione e le condizioni di prova, prese il via il programma di prove di volo.

I piloti della NASA e quelli della Lockheed effettuarono più di 220 tonneau con deflessione totale o parziale degli alettoni, con condizioni di entrata in rollio di zero "g", $1/g$ e $2/3$ "g".

L'effetto delle rotazioni multiple non venne valutato perché in tal caso l'

aumento della durata delle prove necessarie sarebbe stato proibitivo ed anche perchè l'Ifficio dell'USAF incaricato del progetto pensò che non vi fosse nessuna necessità tattica di effettuare manovre di rollio di oltre 360° .

In base ai commenti dei piloti ed all'analisi dei dati ricavati dalle prove in volo, furono raggiunte le seguenti conclusioni:

1. L'E.104 non è soggetto ad accoppiamenti di inerzia per rotazioni di 360° attorno all'asse longitudinale, per entrate in rollio con fattore di carico di $1/2$ "g" ed oltre, a qualsiasi quota e velocità comprese nell'inviluppo di volo.
2. La derapata che aumenta il rollio e l'aumento del valore di cresta della velocità angolare di rollio, attestano che, se la manovra di rollio viene iniziata con fattori di carico iniziali di $1/2$ "g" o inferiori, esiste un leggero grado di accoppiamento d'inerzia alla quota di 40.000 ft.
3. I carichi sulla coda, in qualsiasi condizione di prova, non superano il 50% del limite di progetto.
4. Ogni rollio si arresta prontamente alla neutralizzazione o ad una leggera inversione degli alettoni e non appare alcuna tendenza all'autorotazione.
5. L'arresto dell'escursione degli alettoni al 65% della loro corsa consente un livello accettabile delle caratteristiche di rollio e, congiunto con l'esecuzione della manovra nel modo raccomandato evita il rollio eccessivo e gli accoppiamenti d'inerzia, come richiesto dalle specificazioni militari.
6. Con l'arresto dell'escursione degli alettoni al 65% della loro corsa vengono soddisfatte le richieste militari di rollio di 100° in un secondo, nell'intero campo di prova ed alla quota massima di 20.000 ft.
7. I valori di cresta delle velocità angolari di rollio, con l'arresto degli alettoni al 65% della loro corsa, sono mantenuti ad oltre $140^{\circ}/sec$ per entrata in rollio con fattore di carico di $1/g$ per tutto il campo delle veloci-

tà operative ed alla quota di 40.000 ft.

8. Non è riscontrabile alcuna differenza, in tutte le condizioni di volo, tra le manovre di rollio con e senza i "dampers" inseriti, però le oscillazioni momentanee attorno agli assi verticale e trasversale, al momento dell'uscita dalla manovra, vengono smorzate con maggiore efficacia con i dampers inseriti.

Al termine di quest'analisi furono stabilite le limitazioni seguenti;

1. Flaps retratti.

- a) fattore di carico all'entrata in rollio = 1/2 "g" o maggiore.

Il tonneau con deflessione completa degli alettoni è limitata a 360°. Con fattore di carico inferiore ad 1 "g" e con gli aumentatori di stabilità attorno agli assi verticale e trasversale non in funzione, è vietato il tonneau con deflessione completa degli alettoni.

- b) Fattore di carico all'entrata in rollio inferiore a 1/2 "g".

E' vietato il tonneau di 360° con deflessione completa degli alettoni.

2. Flaps estratti in posizione di decollo.

- a) Le viti orizzontali sono limitate a 360°.

- b) Gli aumentatori di stabilità attorno agli assi verticale e trasversale debbono essere in funzione durante le manovre di rollio.

- c) Sono vietate le viti orizzontali con fattori di carico all'entrata in rollio inferiori ad 1 "g".

La ragione della suddivisione di queste limitazioni in due differenti configurazioni, cioè con flaps retratti e con flaps estratti in posizione di decollo, risiede nel fatto che, con i flaps in posizione di decollo l'angolo di attacco è più basso che con i flaps retratti.

Ciò aumenta ulteriormente la tendenza del velivolo all'accoppiamento d'inerzia per entrate in rollio con basso fattore di carico.

A causa di ciò sono stati proibiti

i tonneaux con fattore di carico inferiore ad 1 "g".

b. Efficacia dell'alettone.

E' noto che gli alettoni quando vengono azionati si deflettono uno verso l'alto e l'altro verso il basso generando due variazioni di portanza alle estremità alari (vedi figura 106) che generano una coppia di momento

$$M_1 = \Delta L \cdot h$$

che è detto momento di rollio.

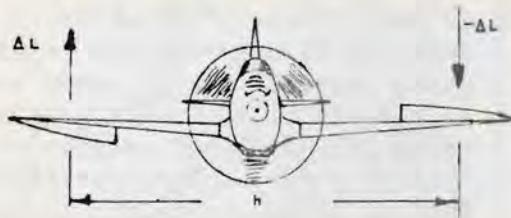


fig. 106

Dividendo tale momento per $\frac{1}{2} \rho v^2 S b$ otteniamo il coefficiente adimensionale di momento di rollio

$$C_1 = M_1 / \frac{1}{2} \rho v^2 S b$$

con cui il momento che fa rollare il velivolo viene espresso nella solita forma

$$M_1 = \frac{1}{2} \rho v^2 S b C_1$$

in cui C_1 dipende dall'incidenza dell'alettone, ossia in definitiva dall'angolo δA (figura 107) di cui esso è deflesso.



fig. 107

In dipendenza della forma dell'ala, dallo spessore del profilo, dalla curvatura, ecc., per un certo alettone si avrà che ogni grado di deflessione provoca una certa variazione di portanza e quindi di momento di rollio.

Si definirà efficacia dell'alettone proprio il rapporto $C_{l\delta A}$ e si indicherà col simbolo $C_{l\delta A}$; questa quantità ci indicherà di quanto varia il momento di rollio per ogni grado di deflessione dell'alettone, ad una certa velocità e quota.

All'aumentare di n^o di Mach per effetto della compressibilità varierà la distribuzione della pressione e quindi, per motivi analoghi a quelli esposti a pagina 25 della parte seconda per l'equilibratore, diminuirà l'efficacia dell'alettone.

Essendo il profilo alare dell'F.104 un profilo dall'ottimo comportamento in campo transonico tale riduzione dell'efficacia dell'alettone per effetto della compressibilità si avvertirà solo per valori del numero di Mach molto prossimi all'unità o maggiori di uno, come mostrato dal grafico di figura 108.

Un altro fenomeno che riduce l'efficacia dell'alettone all'aumentare della velocità è la sua deformabilità torsionale.

Finora abbiamo supposto l'ala rigida e dunque l'unico risultato della deflessione dell'alettone era l'aumento della portanza ΔL come indicato in figura 109.

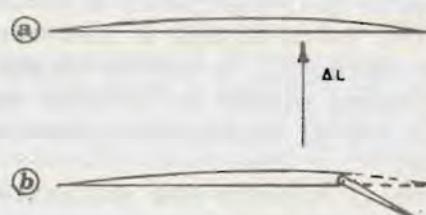


fig. 109

In effetti l'ala è deformabile e, quando è sollecitata a torsione tende a ruotare attorno ad un asse detto asse elastico.

La risultante delle forze di pressione che si generano per effetto di un aumento della curvatura del profilo (ossia per effetto della deflessione dell'alettone), è generalmente applicata a poppavia dell'asse elastico, e pertanto, per effetto di tali forze si genera un momento torcente che deforma l'ala come indicato in figura 110.

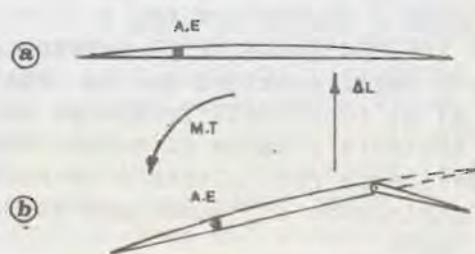


fig. 110

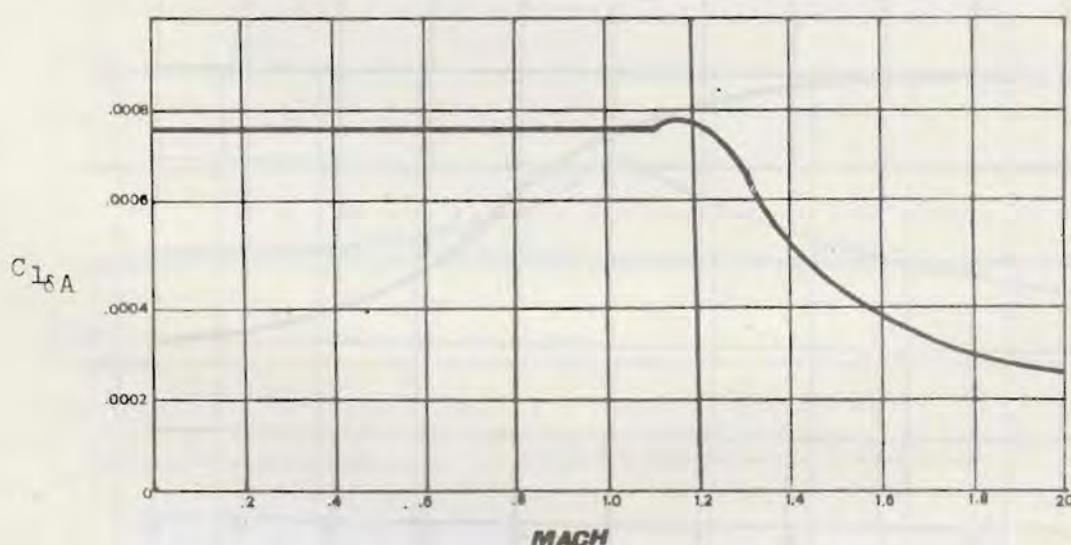


fig. 108

La parte dell'ala posta a monte dell'alettone tende dunque a diminuire la propria incidenza, e quindi la portanza.

Si ottiene allora un effetto opposto a quello che si desiderava abbassando l'alettone.

Poichè il momento che sollecita l'ala a torsione è proporzionale alla pressione dinamica $\frac{1}{2}\rho V^2$, la deformazione torsionale aumenterà con la velocità, finché, ad una certa velocità si otterrà che l'aumento di portanza dovuto all'abbassamento dell'alettone sarà uguale alla diminuzione di portanza dovuta alla deformazione dell'ala.

A tale velocità uno spostamento laterale della barra non avrà alcun risultato.

Questa velocità è detta "velocità critica di inversione degli alettoni".

A velocità maggiori di questa, infatti, abbassare un alettone significa provocare una diminuzione di portanza, e quindi un rollio del velivolo dalla parte opposta a quella voluta.

Per l'F.104 la velocità critica di inversione degli alettoni capita decisamente al di fuori dell'inviluppo di volo, e tuttavia a causa di questo fenomeno l'efficacia dell'alettone va notevolmente diminuendo all'aumentare del numero di Mach.

Nel diagramma di figura 111 si riporta il rapporto $C_{l\delta A}$ deformabile/ $C_{l\delta A}$ rigido, in funzione del numero di Mach senza tenere conto della variazione di $C_{l\delta A}$ dovuta alla compressibilità di cui si è parlato prima.

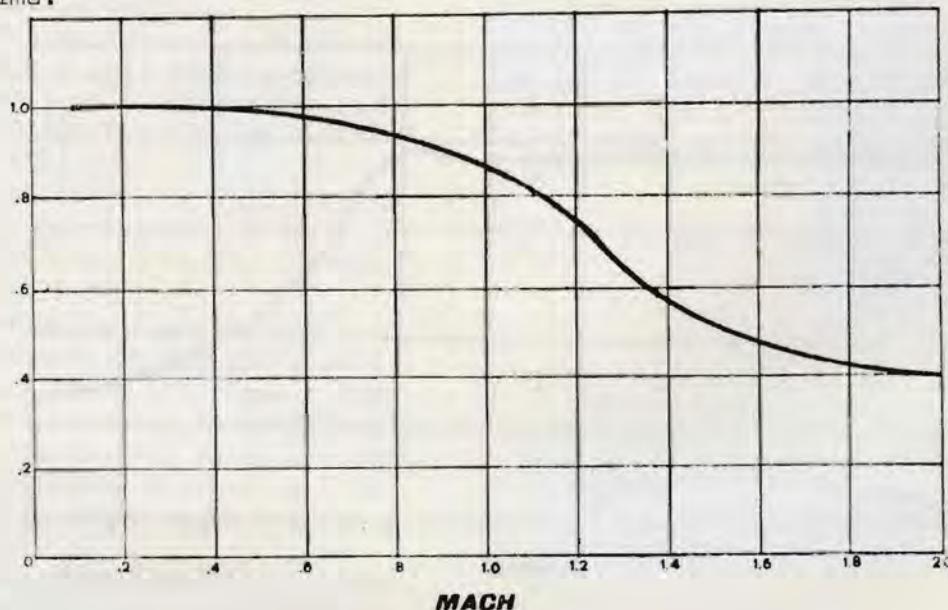


fig. 111

Quegli effetti andranno dunque sommati a questi per ottenere la diminuzione totale di efficacia dell'alettone.

Si vede che a M=2 per il solo effetto della deformabilità dell'ala l'efficacia dell'alettone è ridotta al 40% di quella che si avrebbe con un'ala rigida.

Una volta che è iniziato il rollio con velocità angolare w , per effetto della rotazione vi sarà un vento relativo perpendicolare alle due semiali, di velocità variabile dalla radice all'estremità ed uguale ad $w \cdot y$ (vedi fig. 112) e tale da causare sulle due semiali una variazione d'incidenza (vedi fig. 113) che

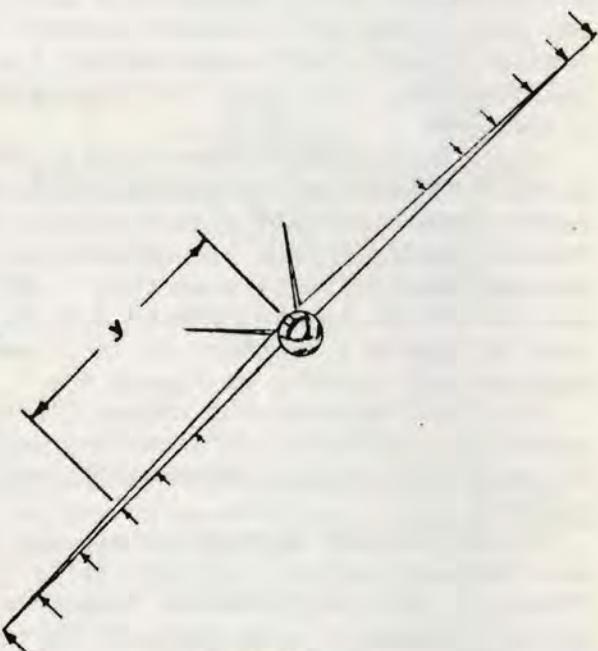


fig. 112

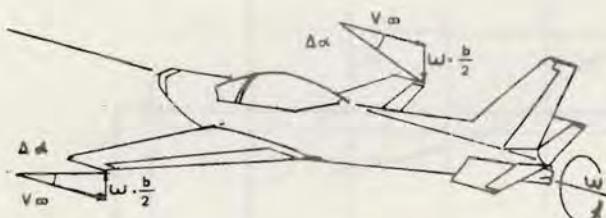


fig. 113

si oppone alla variazione di portanza dovuta alla deflessione degli alettoni.

Si avrà quindi un momento aerodinamico smorzante (il cui coefficiente adimensionale chiameremo C_{lp}).

Quando, aumentando la velocità di rotazione, tale momento sarà uguale al momento di rollio M_l si avrà che la velocità di rotazione stessa rimarrà costante.

Anche il coefficiente di momento smorzante di rollio è affetto da correzioni dovute alla compressibilità come mostrato dalla figura 114.

Il risultato di quanto ora esposto è che la velocità massima di rotazione che si può ottenere in un tonneau con una certa deflessione degli alettoni dipende dalla velocità, ma non è sempre detto che aumenti con questa: anzi, quando gli effetti della compressibilità e della deformabilità avranno raggiunto un certo valore la velocità angolare massima raggiungibile andrà diminuendo all'aumentare della velocità.

Ciò è mostrato nella figura 115 la quale mostra le massime velocità angolari raggiungibili effettuando un tonneau a 20.000 ft e con 10° di deflessione degli alettoni, a numeri di Mach (o a velocità equivalenti) crescenti da zero a $M=1.65$ (ossia 750 Kts FAS).

A questo punto è facilmente spiegabile la proibizione di superare $M=1$ con un serbatoio di estremità vuoto ed uno pieno: la ridotta efficacia dell'alettone non sarebbe sufficiente a contrastare il carico asimmetrico e si avrebbe la perdita di controllo del velivolo.

Tre piloti di differenti nazionalità hanno infranto tale proibizione: due di essi sono morti ed il terzo ha perduto il controllo del velivolo fino a quando, per caso, il numero di Mach di volo non è tornato minore di uno.

6. Lo zoom

Lo zoom alle massime prestazioni del velivolo è una manovra al limite della sicurezza e dovrà essere eseguita solo in caso di inderogabili esigenze operative. Lo zoom rappresenta il metodo più rapido per raggiungere il più alto livello possibile, anche oltre la tangenza massima, nel minor tempo e spazio possibile. Esso può essere iniziato da uno qualsiasi dei punti all'interno della curva di inviluppo della spinta, è chiaro, tuttavia, che la quota e la velocità finali saranno funzione diretta della velocità e della quota possedute al momento dell'inizio della manovra.

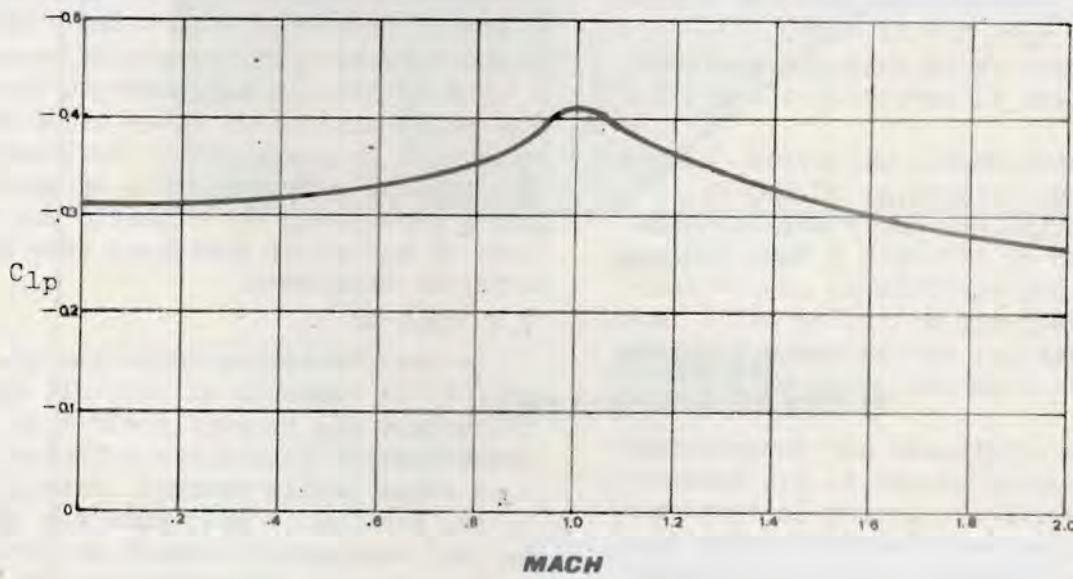


fig 114

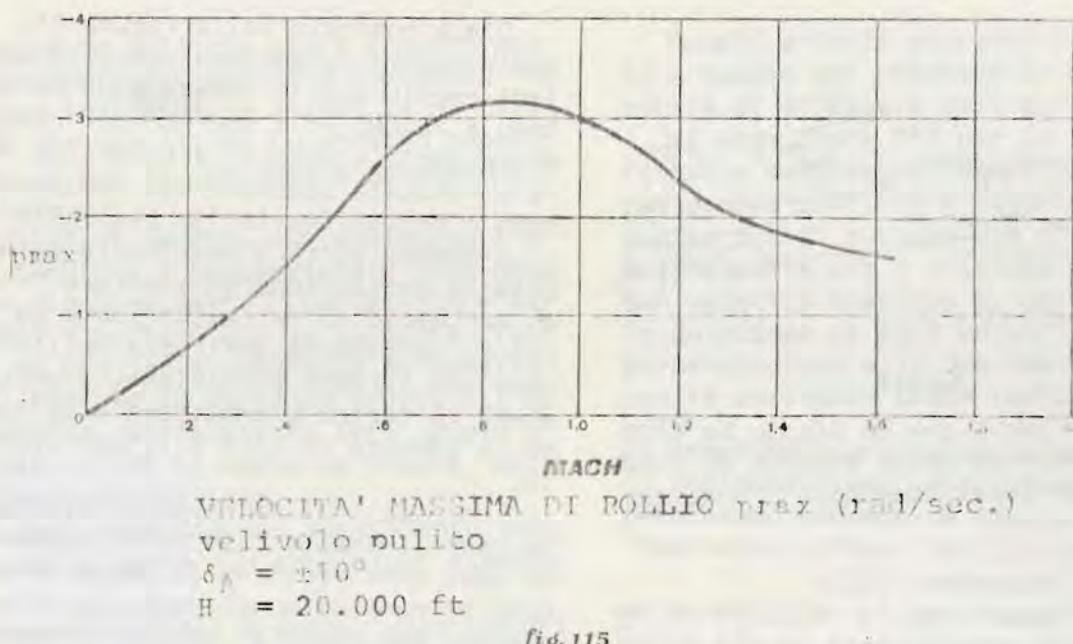


fig. 115

La massima quota si otterrà partendo dal livello intorno al 400 dove sia possibile raggiungere il più alto numero di Mach permesso.

In questo caso, infatti, l'esuberanza di potenza è tale da permettere un'effettiva e consistente rata di salita con una minima perdita di velocità (non è consigliabile iniziare uno zoom in prossimità della quota di massima tangenza per la mancanza di esuberanza di potenza).

Partendo da una quota compresa fra i 40.000 ft e i 45.000 ft ed una velocità di Mach 2.0 si possono guadagnare anche 4.000 ft di quota ogni 0.1 di Mach di velocità persa.

Al di sopra della quota di tangenza massima il guadagno di quota si riduce a 2.000 ft ogni 0.1 di Mach.

La manovra verrà iniziata applicando un fattore di carico di circa 2.0 G - 2.5 G.

Il massimo angolo di salita (circa 45°) si avrà intorno ai 50.000 ft.

La velocità non dovrà mai scendere al di sotto di 110 KIAS o Mach 1.0 per mantenere una sufficiente controllabilità del velivolo all'apice dello zoom.

E' possibile, con la manovra di zoom giungere fino ad una quota di 80.000 ft circa.

Lo zoom effettuato per intercettare un target dovrà essere il più possibile pre-pianificato poiché la tecnica di effettuazione sarà funzione della quota e della velocità finali onde manteversi sempre in avvicinamento al bersa-

glio.

Da ricordare è che qualsiasi manovra di correzione in pitch e roll, una volta iniziato lo zoom, andrà a diminuire l'energia totale disponibile per lo zoom stesso.

Un migliore chiarimento di quanto detto è fornito dall'inviluppo di volo del velivolo (vedi figura 116) dal quale si riconoscono le quote e le velocità possibili per il volo livellato con la massima portanza disponibile, valori del resto variabili in funzione del peso del velivolo e della temperatura esterna.

In questa regione di volo il velivolo possiede un alto valore di energia cinetica, e, ove fosse possibile trasformare questa energia in quota si raggiungerebbero livelli di volo decisamente superiori alla quota di tangenza.

Ciò si ottiene seguendo con la manovra sopra scritta la linea dello zoom-Boundary: le prestazioni risultano più pregiate se questo scambio di energia viene effettuato nel rispetto dei fattori di carico da applicare come indicato dal diagramma.

7. Il PITCH-UP

La caratteristica forse più tipica dell'F.104 rispetto ai velivoli di architettura più convenzionale è il suo comportamento alle elevate incidenze.

A causa della estrema sottigliezza del profilo, l'ala, come già si disse, può raggiungere angoli di incidenza elevatissimi senza che si verifichi

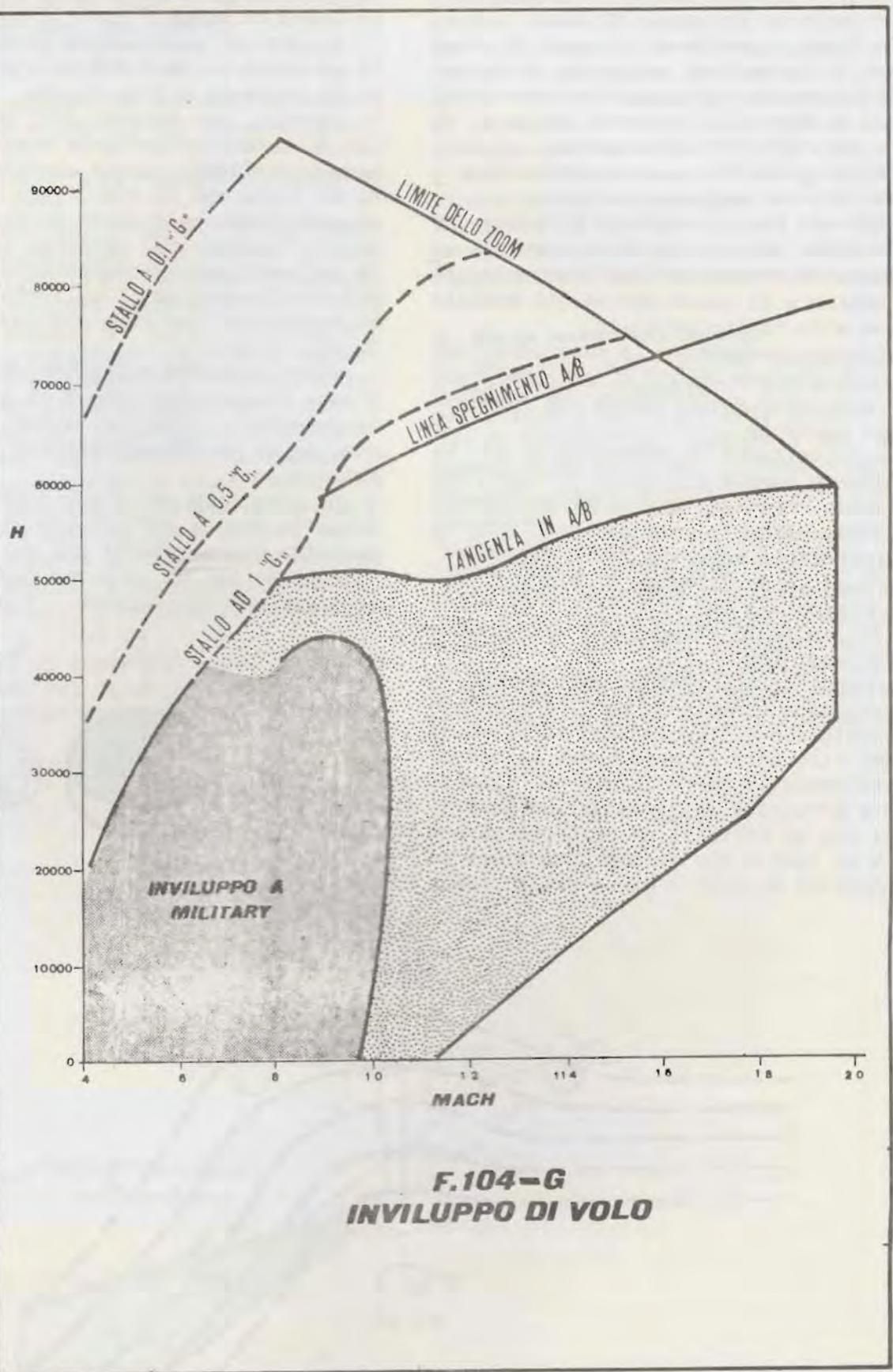


fig. 116

no le classiche condizioni di stallo, ossia il distacco della vena fluida dal dorso dell'ala.

Non si ha quindi la brusca caduta di portanza che costringeva i velivoli convenzionali ad abbassare il muso.

Tuttavia aumentando l'angolo di incidenza, i vortici di estremità cominciano a peggiorare le qualità portanti dell'ala di basso allungamento (come si vede a pag. 23) la quale comincia ad avere alle estremità una zona abbastanza estesa che non sviluppa portanza.

Via via che l'incidenza continua ad aumentare, dunque, le forze portanti sviluppate dalle due semi-ali diminuiscono di valore e si vanno sempre più avvicinando alla radice dell'ala.

Contemporaneamente la fusoliera, a causa dell'elevato angolo di attacco, comincia anch'essa a sviluppare una notevole forza portante.

La risultante di queste forze si va spostando sempre più verso il muso del velivolo, mentre l'angolo di deflessione della corrente va aumentando e la zona turbolenta generata dalle estremità alari si va avvicinando al piano di coda orizzontale che controlla i movimenti del velivolo attorno all'asse trasversale (vedi fig. 117).

Quando lo stabilatore sarà entrato in questa zona turbolenta perderà gran parte della sua efficacia, non solo, ma, volendo riportare il muso verso il basso e spingendo la barra in avanti, l'incidenza effettiva positiva dello stabilitore che si riuscirà ad ottenere sarà minore di quella che si potrebbe avere in condizioni normali a causa della forte

deflessione della corrente verso il basso.

Oltre un certo valore dell'incidenza di volo si perderà dunque la possibilità di riportare il muso del velivolo verso il basso.

Queste non sono ancora le condizioni di pitch-up, e tuttavia a questo punto il pitch-up è inevitabile.

Infatti, non essendo più possibile con il momento picchianto dovuto alla coda contrastare quello cabrante dovuto al fatto che la risultante delle forze aerodinamiche è molto spostata in avanti l'assetto del velivolo continuerà ad aumentare spontaneamente sempre più rapidamente ed il velivolo tenderà ad effettuare una vera e propria capriola all'indietro.

Oltre a questa rotazione attorno all'asse trasversale, che è la principale durante il pitch-up, altre, secondearie, se ne verificano attorno agli altri due assi.

Di queste la rotazione predominante è quella dovuta all'effetto giroscopico delle masse rotanti del motore.

Come si sa, se un corpo (supponiamo un solido di rivoluzione, fig. 118),

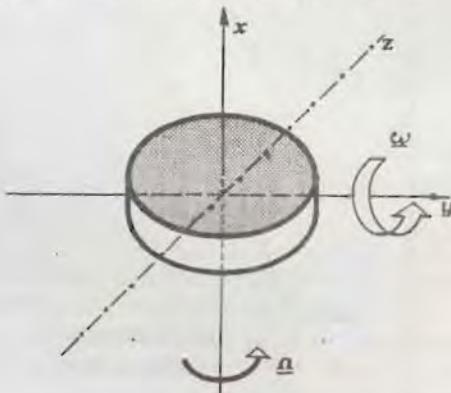


fig. 118

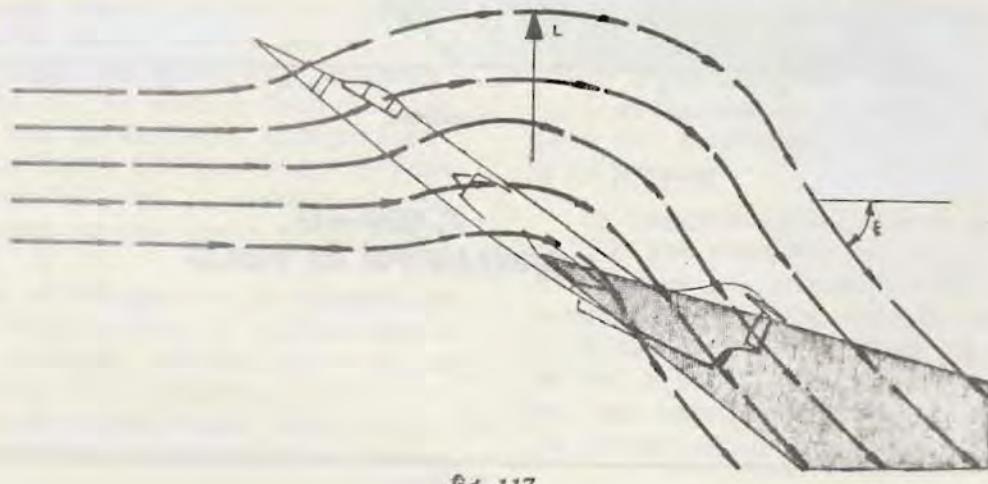


fig. 117

che ruota attorno ad un asse x con velocità angolare Ω viene fatto ruotare con velocità angolare ω attorno ad un asse y perpendicolare al precedente, si detta attorno ad un'asse z , perpendicolare ai primi due, una coppia

$$C = I_x \omega \Omega$$

detta di precessione giroscopica (I_x è il momento d'inerzia del corpo rispetto all'asse x).

Questa coppia fa ruotare il corpo attorno all'asse z .

Per ricordare il senso delle precessioni giroscopiche, assunta per le velocità angolari la convenzione del cavatiraccioli, basterà ricordare che si verifica la tendenza al "concorde parallelismo delle rotazioni", ossia la velocità Ω tende a sovrapporre il proprio senso positivo al senso positivo di ω .

Nel caso del pitch-up, allora, poiché il senso di rotazione del motore è orario guardando dalla coda, e poiché la velocità angolare del pitch-up, essendo cabrante, è diretta verso destra, si avrà una tendenza del velivolo a imbarcare verso destra, e successivamente per effetto diedro, a rollare dalla stessa parte. (fig. 119)

Durante lo svolgimento del programma di collaudo del velivolo furono effettuate numerose prove in volo del pitch-up.

Nessuna di esse portò al superamento dei carichilimiti o alla impossibilità di riprendere il controllo del velivolo dopo che il pitch-up si era verificato, e tuttavia, a causa della estrema instabilità che si verifica attorno a tutti e tre gli assi, ogni pitch-up si svolse in una maniera diversa da tutti gli altri, portando i piloti collaudatori a definire ogni pitch-up come una manovra irripetibile.

Ciò fu confermato dalle registrazioni oscillografiche, e quindi in definitiva, non si può fare alcuna previsione del comportamento del velivolo in pitch-up, per cui tale manovra è proibita.

a. Stallo subsonico ad 1 "g".

Nel caso dello stallo subsonico ad 1 "g", l'avvicinamento al pitch-up è caratterizzato da un violento scuotimento, da instabilità laterale e da una tendenza generale del velivolo a ruotare verso destra attorno all'asse longitudinale.

Per mantenere il volo livellato sono necessari grandi angoli di alettoni, con i quali è ancora possibile controllare il velivolo attorno all'asse trasversale e mantenerlo orizzontale.

All'angolo d'attacco massimo (da 70° a 80°) le oscillazioni attorno agli assi longitudinale e verticale diventano



completamente incontrollabili e non si può fare altro che lasciar cadere il velivolo, tentando poi di fargli abbassare il muso.

Come regola generale, si verificano due o tre oscillazioni in rollio (non necessariamente tutte nella stessa direzione) e l'oscillazione all'asse verticale può raggiungere un valore uguale a $\pm 60^\circ$.

E' improbabile che l'accelerazione verticale, di carattere oscillatorio, superi i valori di $+2 \text{ "g"}$ e -1 "g" , cioè non si verificheranno accelerazioni negative di tale importanza da impedire il funzionamento del motore o da mettere fisicamente in pericolo il pilota.

Circa 10 secondi dopo l'iniziale divergenza, l'angolo di attacco decresce, la velocità comincia ad aumentare, i movimenti incontrollati diminuiscono ed il pilota è in grado di mettere il velivolo in picchiata per richiamarlo poi e riportarlo quindi nelle normali condizioni di volo orizzontale.

Per evitare qualsiasi rischio che si verifichi un secondo pitch-up, la richiamata deve essere effettuata dolcemente.

b. Stallo subsonico con fattore di carico.

Per l'entrata in stallo con fattori di carico compresi tra $1,6 \text{ "g"}$ e 2 "g" , il pitch-up è preceduto da violenti scuotimenti e da una accentuata instabilità laterale che aumenta con l'aumentare dell'angolo di attacco.

Quando viene raggiunto l'angolo di attacco di stallo, la divergenza si verifica molto rapidamente.

In manovra con fattore di carico, il punto critico si verifica durante la divergenza iniziale, cioè quando l'angolo di attacco ed il fattore di carico variano rapidamente ed aumenta l'instabilità laterale.

Se in questo momento una qualsiasi causa esterna provoca una improvvisa oscillazione attorno all'asse verticale, vi è il pericolo che si verifichino sulla fusoliera delle sollecitazioni a flessioni eccessive.

Questa fu infatti la condizione che condusse alla più alta sollecitazione mai sperimentata durante il programma di prova: un valore massimo del 99% della sollecitazione limite a flessione prevista per la fusoliera.

Un importante fattore da tenere presente durante l'esecuzione di queste manovre con il muso del velivolo solleva-

to, è la precessione dovuta all'effetto giroscopico del motore.

Questa precessione è la causa della tendenza del velivolo ad entrare in rollio verso destra.

Così, nel caso di entrata con fattore di carico, il velivolo ha tendenza a sollevare molto rapidamente il muso fino a raggiungere un angolo di attacco di 70° , divergendo poi verso destra attorno agli assi verticale e longitudinale, quindi si verifica un abbassamento del muso con grandi oscillazioni verso sinistra in rollio e girazione.

A questo punto, o il velivolo si radrizza per arrivare fino al punto in cui è possibile iniziare la richiamata, o inizia un rapido rollio mentre si riavvicina alla direzione del volo.

I momenti longitudinali che inizialmente si invertono per provocare il pitch-up, si invertono una seconda volta ad alti angoli di attacco per portare il velivolo con il muso verso il basso.

Questo fenomeno si può attribuire al fatto che l'ala non mette più in ombra lo stabilizzatore orizzontale, il quale può quindi aiutarla a provocare un forte momento picchiante.

Il periodo di forte velocità angolare negativa attorno all'asse trasversale è significativo in quanto l'angolo di attacco ritorna a valori inferiori a quelli di stallo, la velocità ritorna a valori sufficientemente alti da permettere di mantenere il controllo, ed il velivolo ritorna alle sue qualità intrinseche di stabilità statica.

c. Stalli supersonici ad l/g_0 con fattore di carico sup.

Per raggiungere la bassa velocità indicata necessaria per lo stallo a numero di Mach superiori ad 1, debbono venire effettuate delle cabrate ("zoom") ad altissima quota.

Per poter raggiungere queste basse velocità indicate, gli angoli di cabrata debbono essere superiori a 45° .

Durante il programma di prove non furono effettuati dei pitch-up a velocità supersoniche, per il timore che si verificassero avarie strutturali.

Invece dei pitch-up supersonici, furono eseguiti degli avvicinamenti allo stallo con fattore di carico, con il pilota che portava il velivolo il più vicino possibile all'angolo di attacco critico.

Anche ad altissimi angoli di attacco,

il pilota non ha mai notato un preavviso di stallo, ma ha potuto rilevare una tendenza all'aumento della velocità di scensionale, il che gli fece interrompere la manovra.

In effetti, però, fu possibile rilevare sugli oscillografi un leggero preavviso di stallo sotto la forma di instabilità laterale, ma il pilota non se ne rese conto.

Un attento esame dei commenti dei piloti sul pitch-up, ci consiglia quali azioni occorra intraprendere per uscirne.

I punti importanti da considerare sono i seguenti:

1. L'imprevedibile angolo di rollio al quale si verifica il pitch-up rende impossibile l'esecuzione di due pitch-up esattamente uguali.
2. Per evitare il rollio a destra prima del verificarsi del pitch-up, occorre una deflessione degli alettoni variabile tra le metà ed i tre quarti della deflessione totale, sia con i flaps di decollo che in configurazione liscia.
3. Nella configurazione con i flaps di decollo, il velivolo tende a restare con il muso in alto dopo il pitch-up; l'uscita dalla manovra consiste nel lasciare che il muso del velivolo scenda da solo dall'alto assetto raggiunto durante il pitch-up.
4. In configurazione liscia, durante il pitch-up, il velivolo tende a rollare a destra mentre si trova in una oscillazione latero-direzionale e mentre il muso si alza per raggiungere un assetto molto cabrato. Si verifica in seguito una oscillazione da sinistra verso destra attorno all'asse longitudinale, con velocità angolare molto moderata e, mentre il muso si abbassa, si verifica una oscillazione molto ampia attorno all'asse verticale. L'azione sui comandi durante l'uscita consiste nello spostare dolcemente lo stabilizzatore per ridurre l'assetto longitudinale, in modo che il velivolo possa aumentare la sua velocità ed uscire dalla fase critica.
5. Il comportamento del velivolo può mostrare le caratteristiche della vite classica, ma il velivolo non presenta nessuna tendenza a stabilizzarsi in tale vite.

In base a quanto detto finora, sono state ricavate le seguenti conclusioni:

1. A velocità subsoniche, il preavviso

- di stallo è presente sotto forma di scuotimento della cellula e di instabilità laterale.
2. Purché le velocità angolari di beccheggio siano basse, possono venire raggiunti angoli di attacco estremamente alti ed a tutte le velocità, senza che si verifichi il pitch-up.
3. L'uscita dal completo pitch-up a velocità subsonica ed a fattore di carico uguale ad 1 "g", viene meglio effettuata con tutti i comandi mantenuti in posizione neutra finché il muso del velivolo non si abbassa, e quindi, se la velocità lo permette, mettendo in picchiata il velivolo.
4. L'uscita dal pitch-up a velocità subsonica e con fattore di carico superiore ad 1, si effettua meglio portando i comandi in posizione neutra non appena ci si rende conto delle condizioni di stallo.
5. A velocità supersoniche non vi sono preavvisi aerodinamici di stallo, quindi occorre che il pilota tenga particolarmente d'occhio i parametri di volo.

8. Vite verticale normale.

Dopo l'esame del pitch-up, si rese necessaria una accurata analisi del comportamento dell'F.104 nella vite normale, quindi furono effettuate 25 viti completamente sviluppate e furono raccolti tutti i dati necessari per avere un'analisi completa.

Poiché tutte le entrate in vite partivano dalla condizione di pitch-up, fu ancora una volta molto difficile poter prevedere le condizioni esatte d'entra ta quindi, quando fu compiuta la prima vite, furono registrate le posizioni dei comandi e furono ripetute nelle viti successive.

La posizione dei comandi prevedibile come anti-vite fu trovata adatta per tutte le uscite e permise sempre di evitare la utilizzazione del paracadute anti-vite.

Piuttosto che esaminare i dati delle 25 viti verticali effettuate, è preferibile descriversi in che cosa consiste la vite normale e quali sono le procedure consigliate per uscirne.

La descrizione si riferisce all'F.-104 monoposto, poi potremo osservare la differenza con il modello biposto.

a. Vite verticale dell'F.104 monoposto.

L'F.104 ha un momento d'inerzia in beccheggio (I_y) che è circa 17 volte su-

periore al momento d'inerzia in rollio (I_x) e, durante le prove di vite, il rapporto tra questi due momenti d'inerzia rimase sempre pressoché costante.

L'analisi dei parametri della vite mostra che il pitch-up precede in ogni caso l'avvitamento, il che provoca l'insorgere di un momento di girazione (o precessione) attorno all'asse verticale del velivolo diretto verso destra, provocato dal momento giroscopico delle masse rotanti del motore.

La grandezza di questo momento di girazione (M) è di circa 9.432 ft.lbs. per un regime motore del 95% dei giri.

Quando il velivolo ha pienamente raggiunto le condizioni di stallo, il momento aerodinamico di beccheggio diviene positivo (muso del velivolo verso l'alto), poi si somma con il momento di precessione giroscopico.

Da tutto ciò risulta un aumento sostanziale della velocità angolare di girazione del velivolo verso destra.

Per aumentare ulteriormente questa girazione, occorre mettere i comandi del velivolo in posizione pro-vite, cioè il timone di direzione tutto a destra e la barra completamente a sinistra, così il velivolo, partendo dallo stallo con fattore di carico uguale ad 1 "g" completerà la sua autorotazione verso destra.

Nell'avvitamento verticale, il movimento del velivolo è caratterizzato da una completa oscillazione di beccheggio e da due oscillazioni di rollio per ogni giro di vite, coincidenti con una oscillazione laterale che, per tutta la durata della vite, presenta valori maggiori verso destra.

Il valore di cresta dell'angolo di beccheggio diminuisce nettamente ad ogni giro di vite, ed il suo valore diviene maggiore per gli spostamenti verso il basso piuttosto che per quelli verso l'alto, il che produce una diminuzione della velocità angolare di oscillazione verso destra attorno all'asse verticale del velivolo.

Ciò avviene perché il momento giroscopico, a causa della predominanza dell'oscillazione di beccheggio verso il basso, passa dalla condizione di forza agente pro-vite a quella di forza che si oppone alla vite stessa.

A questo punto, l'alto angolo di attacco diminuisce rapidamente, l'autorotazione si trasforma il rollio e, non

appena lo stabilizzatore ridiviene pienamente efficace, il velivolo esce dal la vite.

Per meglio comprendere il movimento della vite, arrestiamo l'azione nei punti chiave ed isoliamo le forze in modo da poter vedere in che maniera ognuna di esse contribuisca alla vite.

Riesaminiamo la fase di entrata, quando cioè abbiamo un alto angolo di attacco ed una instabilità laterale, ed occorre aumentare la deflessione degli alettoni con la barra verso sinistra per mantenere le ali livellate, mentre l'effetto giroscopico induce una girazione verso destra.

Nel momento in cui si instaura il pitch-up aerodinamico con il muso sollevato, lo spostamento massimo del timone di direzione somma il suo effetto con il momento giroscopico ed il velivolo assume un moto di girazione verso destra ed entra in vite.

La posizione dei comandi, in questo istante, è la seguente: barra tutta in dietro ed a sinistra, pedaliera tutta a destra.

Seguendo le variazioni dell'assetto longitudinale, vediamo ora che il muso del velivolo continua ad abbassarsi fino a raggiungere il punto più basso dopo circa 180° di rotazione, poi si risolleva per raggiungere un massimo alto che è inferiore però al massimo alto precedente.

Nei giri successivi l'assetto longitudinale diviene sempre più tendente verso i valori negativi, cioè con il muso verso il basso.

Torniamo ora di nuovo ad esaminare l'entrata in vite e consideriamo gli effetti della forza aerodinamica laterale.

Come il velivolo cade verso destra, l'angolo d'imbardata cresce fino a raggiungere un punto in cui la forza laterale supera il momento giroscopico e riporta il velivolo verso sinistra fino al punto in cui la forza giroscopica riporta il velivolo verso destra.

Poichè l'assetto longitudinale tende a variare progressivamente verso i valori negativi, il momento giroscopico diminuisce e la stabilità dinamica direzionale diventa preponderante ed arriva ad arrestare la rotazione.

Spostando in questo momento i comandi in posizione anti-vite, la traiettoria del volo verrà raddrizzata ed il ve-

livolo entrerà in una picchiata che a sua volta terminerà con una normale richiamata.

L'ultimo movimento da considerare, cioè l'oscillazione di rollio, può essere facilmente illustrato, essendo il risultato dell'effetto del diedro che, durante la girazione, induce l'oscillazione di rollio.

Possiamo ora considerare completa la nostra analisi dei movimenti dell'F.104 monoposto, durante la vite verticale.

b. Vite verticale dell'F.104 biposto.

Durante l'esecuzione delle prove di vite con l'F.104-B, fu scoperto che il velivolo poteva entrare in vite sia a destra che a sinistra, a seconda delle posizioni dei comandi e delle oscillazioni latero-direzionali nella fase di pitch-up, a differenza dal velivolo monoposto che entrava in vite soltanto a destra.

I movimenti del velivolo e le posizioni dei comandi furono però gli stessi che per il velivolo monoposto.

I fattori che apparvero simili per entrambi i velivoli furono molti, cioè:
1. Il velivolo non mostra una tendenza intrinseca ad entrare in vite, con condizioni di partenza diverse dallo stallo con fattore di carico uguale ad 1 "g", a meno che il baricentro non sia spostato indietro.

2. L'uscita dalla vite è possibile con il solo uso dei comandi del velivolo.

3. Durante il programma di prove non si ebbero viti partendo da stalli con fattore di carico, stalli in assetti verticali, stalli con partenza da assetto di salita costante maggiore di 30°.

4. La posizione pro-vite dei comandi era la seguente:

- timone di direzione a fondo nel senso della rotazione,
- alettoni contro la rotazione,
- barra tutta indietro.

5. La posizione dei comandi per la uscita dalla vite era la seguente:

- timone di direzione a fondo contro la rotazione,
- alettoni a favore della rotazione
- barra tutta avanti.

6. La perdita di quota fu di circa 1800ft per giro di vite, il periodo fu di circa 6 secondi per giro.

7. Tutte le viti furono eseguite a regimi motore tra il 93 ed il 98% dei

giri, fatta eccezione per una sola vite che fu eseguita al 77%.

9. Vite piatta.

La prima vite piatta di cui si ebbe notizia provocò la perdita di un CF.104 durante una prova di volo svolta presso gli stabilimenti della Canadair Ltd.

Il pilota collaudatore riferì che, durante l'avvicinamento allo stallo con fattore di carico uguale ad 1 "g", il velivolo ebbe un violento pitch-up, il motore si spense ed ebbe inizio una vite piatta a sinistra dalla quale il pilot fu incapace di uscire.

La successiva vite piatta riferita (e filmata) provocò la perdita di un NF.104 durante uno "zoom" fino alla quata massima.

Il pilota comunicò che il velivolo aveva avuto il pitch-up sopra ai 100.000 ft, quindi era caduto in vite piatta (sia a destra che a sinistra) dalla quale era stato incapace di uscire.

Un altro pilota di F.104-A riferì che, in uno "zoom" al di sopra degli 80.000 ft, il velivolo prima aveva imbardato violentemente al vertice dello "zoom", poi era caduto in vite piatta a destra senza alcuna possibilità di uscirne.

In tutti i tre casi citati, appaiono le seguenti sgradevoli parole: "dal la quale fu incapace di uscire...".

In tutti i tre casi, il pilota poté lanciarsi con successo.

Allo scopo di prevenire il ripetersi di tali perdite, quanto segue tende ad illustrarsi:

- come prevenire la vite piatta
- come riconoscere la vite piatta
- come influire sulla possibilità di uscirne.

Quando avvenne la perdita del CF.104, la Ditta Lockheed inviò un ingegnere della sicurezza del volo ed un pilota collaudatore presso la Canadair, con lo scopo di aiutare la RCAF nell'inchiesta sull'incidente.

Alcuni fatti si rilevarono subito interessanti:

1. Al momento del pitch-up, il baricentro del velivolo era nella posizione più arretrata di qualsiasi altra sperimentata durante le prove di volo (16% della corda media alare).
2. Durante la vite, la velocità di rotazione del motore, che era spento, era scesa al di sotto del 10% dei giri.
3. L'azione del pilota sui comandi si e

- ra rivelata completamente priva di efficacia.
- 4. La vite fu riferita essere decisamente a sinistra, senza le oscillazioni attorno agli assi del velivolo che normalmente sono associate alla vite.
- 5. La velocità indicata era compresa tra i 60 ed i 140 Kts.

L'indagine non fu capace di spiegare completamente perché al pilota non era stato possibile uscire dalla vite.

Circa due anni dopo, durante lo svolgimento del programma di volo dell'NF 104 A, si verificarono due entrate in vite ad alta quota, ma in entrambi i casi fu possibile uscirne.

In uno di questi due casi il pilota era un collaudatore dell'USAF, nell'altro caso era un collaudatore della Lockheed.

Il programma per i voli alla massima quota continuò. Nel tentativo di raggiungere la quota di 118.000 ft, il pilota di NF.104-A fece assumere al velivolo un angolo di cabrata estrema ed iniziò lo "zoom".

Come apparve poi dalla registrazione su film, il velivolo, alla quota massima raggiunta di 102.000 ft, "spasciò", derapò e cadde in vite piatta a sinistra.

Dopo aver tentato tutte le procedure normali di uscita dalla vite, il pilota estrasse il paracadute freno che arrestò la vite piatta e stabilizzò il velivolo in assetto verticale con il muso in basso.

Sfortunatamente, quando il paracadute freno venne sganciato, il velivolo ebbe immediatamente un nuovo pitch-up e ricadde in vite piatta a destra.

Il pilota allora si lanciò ed il velivolo continuò nella vite piatta fino al suolo.

Esaminando tutti i dettagli dell'incidente, emersero alcuni fatti interessanti:

1. Il baricentro del velivolo, al 20,3% della corda media alare al momento del pitch-up, era nella posizione più arretrata mai registrata durante lo svolgimento del programma di prove.
2. Durante la vite, la velocità di rotazione del motore spento scese al 6%, a 18.000 ft.
3. L'azione del pilota sui comandi, in qualsiasi direzione e modo, fu com-

pletamente inefficace.

4. La vite fu riferita (e filmata) essere verso sinistra e destra, senza le normali oscillazioni attorno agli assi del velivolo.
5. La velocità non fu registrata durante la vite, ma, sulla sonda strumentata, le alette per la misura dell'assetto longitudinale erano praticamente verticali.

L'inchiesta terminò e fu considerata causa dell'incidente l'aver volato in regime estremamente pericoloso tale da portare il velivolo in una vite dalla quale fu poi impossibile uscire.

A causa della particolare configurazione e della speciale missione dell'NF. 104 A, non fu data molta importanza ai voli "zoom" quotidiani che venivano effettuati presso la Aerospace Research Pilot School. Dopo tutto, erano stati eseguiti oltre 325 "zooms" da parte degli allievi dell'ARPS, "zooms" limitati a quote comprese tra gli 85.000 ed i 90.000 ft.

Accadde allora un incidente che diede avvio ad uno studio che a sua volta riuscì a mettere in chiaro tutti i punti ancora misteriosi.

Questo incidente fu la perdita dell'F.104 A n° 56-0764.

Poiché questo incidente accadde durante uno "zoom" di quelli che ogni F.104 può eseguire, è bene esaminare i fatti nei dettagli.

Il pilota riferì che il volo prevedeva uno "zoom" standard ad alta quota, con un angolo di salita iniziale di 45°, essendo già stati raggiunti, nei voli precedenti, angoli di salita iniziale di 25°, 30° e 40°.

Il pilota verificò il funzionamento della combinazione pressurizzata e cominciò ad accelerare il velivolo per lo "zoom".

Alla velocità di Mach 1,9 ed alla quota di 35.000 ft, al velivolo fu imposto un assetto longitudinale di 45° e lo "zoom" ebbe inizio.

A 62.000 ft fu spenta la post-combustione ed a 75.000 ft fu spento il motore per evitare surriscaldamenti.

Alla quota massima di 83.000 ft il pilota sentì un colpo sulla barra che assomigliava al colpo che dà l'Auto Pitch Control, così spinse a fondo la barra in avanti.

Il muso del velivolo cominciò ad abbassarsi regolarmente ma, appena oltre passata la posizione orizzontale, il ve-

livolo cominciò a ruotare a sinistra in modo tale che, quando il muso fu completamente sotto la linea orizzontale, il velivolo aveva già derapato di 135° a sinistra rispetto alla normale direzione di volo.

Il muso del velivolo cominciò allora a risollevarsi ruotando verso destra e la rotazione continuò fino alla vite piatta a destra.

Benché il pilota avesse notato l'anomale girazione del velivolo, egli maneggiò il timone di direzione e gli alettoni in posizione neutra, mentre la barra era spinta completamente in avanti, cercando di costringere l'aereo ad abbassare il muso e di fare quindi aumentare la velocità, come aveva fatto negli "zooms" precedenti.

Dopo circa un giro completo verso destra, il pilota si rese conto di essere in vite, quindi portò i comandi nella posizione adatta per uscirne, alettoni a favore, barra in avanti e trim a picchia re.

Tutto ciò non ebbe alcun effetto apparente né sulla cadenza della vite né sull'assetto longitudinale.

Le caratteristiche della vite erano:

- un giro completo ogni 6 secondi
- il muso a circa 10° sotto la linea dell'orizzonte
- ali livellate o con leggera inclinazione verso destra
- nessuna oscillazione attorno agli assi del velivolo.

I comandi furono mantenuti nella posizione descritta senza alcun effetto apparente finché il pilota si lanciò dopo averli riportati al centro per un istante ed avere poi dato di nuovo timone a sinistra.

A 65.000 ft il pilota eseguì il primo di una serie di tentativi di avviamento del motore, tutti risultati senza successo.

A 35.000 ft furono estratti i flaps di decollo ma, restando anche questa misura senza alcun effetto, furono riportati in posizione retratta.

A circa 25.000 ft il pilota estrasse il paracadute freno senza alcun effetto apparente sulla vite, salvo una leggera momentanea decelerazione lungo l'asse longitudinale ed una leggera riduzione della girazione.

A 4.000 ft il pilota si lanciò ed il velivolo continuò la vite fino al contatto con il suolo.

L'evidente somiglianza tra i due incidenti spinse ad una accurata valutazione di quanto era accaduto.

Nella Divisione "Flight Research" della Base Aerea di Edwards si dovette affrontare due problemi:

- risolvere la questione delle cause che provocavano l'entrata in vite piatta dell'F.104
- stabilire come volare alle quote massime senza correre il rischio di entrare in vite piatta.

Per trovare la soluzione del primo problema, fu utilizzato un simulatore analogico che analizzò le qualità di manovrabilità latero-direzionale del velivolo alle basse pressioni dinamiche.

Nel simulatore analogico fu perfettamente riprodotto il "radar plot" del volo, il che diede un grado di precisione adeguato.

Alla quota massima, che era la condizione d'entrata in vite, furono riprodotti il numero di Mach, la pressione dinamica (q) e la quota, in modo da poter esaminare le qualità di manovrabilità.

Furono trovati due risultati significativi.

Primo: lo smorzamento diventa negativo quando (q) diventa molto bassa, cioè, a bassi valori di (q), si verifica una instabilità latero-direzionale.

Secondo, ed ancora più importante, fu scoperto quanto segue: il momento di precessione giroscopica del motore, sebbene questo sia spento e giri a regimi molto bassi, a causa della bassissima pressione dinamica riesce, durante la rotazione del muso verso il basso, a far imbardare il velivolo verso sinistra.

L'apparizione di un grande angolo di derapata provoca l'apparizione di un forte momento di rollio e ben presto il velivolo diventa incontrollabile.

Riproducendo nel simulatore gli spostamenti dei comandi effettuati dal pilota dell'F.104-A prima dell'entrata in vite si ebbero le stesse reazioni incontrollabili descritte dal pilota.

Risultò che un velivolo può cadere in vite piatta in due modi, cioè:

- 1) se il pilota tiene la barra indietro nel tentativo di mantenere costante l'angolo di rampa, l'incidenza aumenterà fino a superare il valore critico;
- 2) se l'angolo di rampa varia con ca-

denza rapida al vertice dello "zoom" dove la pressione dinamica è bassa, l'effetto giroscopico del motore pro durrà un momento di imbardata-rollio che farà aumentare l'incidenza fino a valori superiori al valore critico.

Utilizzando il "radar plot" come guida per quanto si riferiva ai parametri di volo nelle vicinanze dell'apogeo dello "zoom", il simulatore a 5° di libertà riprodusse in modo completo i movimenti del velivolo.

I valori dei parametri di volo erano i seguenti:

- a) quota: 83.000 ft
- b) TAS: 270 Kts
- c) q : 8 lbs/sq.ft
- d) α : 15° alla quota di 80.000 ft.

L'investigazione mostrò quindi che, anche con il motore a regimi molto bassi, il rapido spostamento in avanti della barra genera un movimento di beccheggio negativo che a sua volta provoca in mancabilmente un movimento di imbardata del velivolo verso sinistra.

Questa perturbazione innesca l'instabilità che sfocia poi nella vite piatta.

Una volta note le ragioni che provocano la vite piatta dell'F.104 fu deciso di usare ancora il simulatore per definire la pressione dinamica minima alla quale il velivolo poteva essere portato in uno "zoom".

Fu stabilito il criterio che il pilota doveva essere in grado di contrastare la rotazione accoppiata derivante dall'azionamento dello "stick-kicker" usando solamente i comandi aerodinamici escluso il timone di direzione.

Si trovò:

$$q_{\min} = 15 \text{ psf.}$$

Le prove di volo per la verifica di questo q_{\min} furono eseguite con avvicinamenti graduali a partire da 40 psf e dimostrarono che il q_{\min} che consente ancora qualità soddisfacenti di manovrabilità è attorno al valore di 20 psf.

Comunque molti voli furono effettuati senza inconvenienti a valori attorno a 10 psf, grazie ad una tecnica di pilotaggio particolarmente dolce.

L'esame degli incidenti aveva trovato una risposta alle domande relative alle cause che provocano la vite piatta ed al modo di raggiungere questa quota senza rischiare di cadere in questo tipo di vite, ed aveva anche reso chiaro il modo di riconoscere tale tipo di vite.

Le azioni da intraprendere per evita-

re di cadere in vite piatta sono le seguenti:

- a) pianificazione accurata dell'angolo di rampa; il valore preferibile è 45° in ogni caso mai superare i 50°
- b) pianificare la manovra in maniera che la posizione del baricentro non sia troppo arretrata
- c) tirare $2 \frac{1}{2}$ "g"
- d) non mettere il trim a cabrare durante la salita, ma lasciare il trim nella posizione corrispondente al numero di Mach massimo ed al volo orizzontale
- e) estrarre il "circuit breaker" del limitatore fondo corsa del timone di direzione
- f) calcolare una TAS all'apogeo di 450-475 Kts per avere una pressione dinamica di almeno 20 psf
- g) non superare i limiti di preavviso artificiale di stallo
- h) per voli al di sopra di 80.000 ft mantenersi costantemente in volo supersonico per avere una q sufficiente
- i) essere preparati alla perdita della completa alimentazione elettrica ad eccezione della "battery bus" (i danni saranno inoperativi)
- j) avvicinandosi all'apogeo dello "zoom" evitare rapidi movimenti di beccheggio sia positivi che negativi.

Le azioni da intraprendere per cercare di uscire dalla vite piatta sono le seguenti:

- a) portare i comandi nella posizione prevista per uscire dalla vite; osservare se la vite è normale o piatta: in quest'ultimo caso i comandi aerodinamici sono inefficaci, quindi:
- b) estrarre il paracadute freno. Se l'apertura avviene correttamente lasciare che il velivolo si stabilizzi in assetto verticale. Prima di sganciare il paracadute si sia preparati ad un violento momento cabrante dovuto alle forze agenti sul velivolo e che sono illustrate nella figura 120;
- c) è ovvio che, quando viene a mancare l'azione del paracadute, il momento dovuto alla portanza della coda non è più equilibrato ed induce una violenta rotazione verso l'alto. La migliore procedura scaturita dalle prove in volo è quella di mettere il trim tutto a picchiare mentre il paraca-

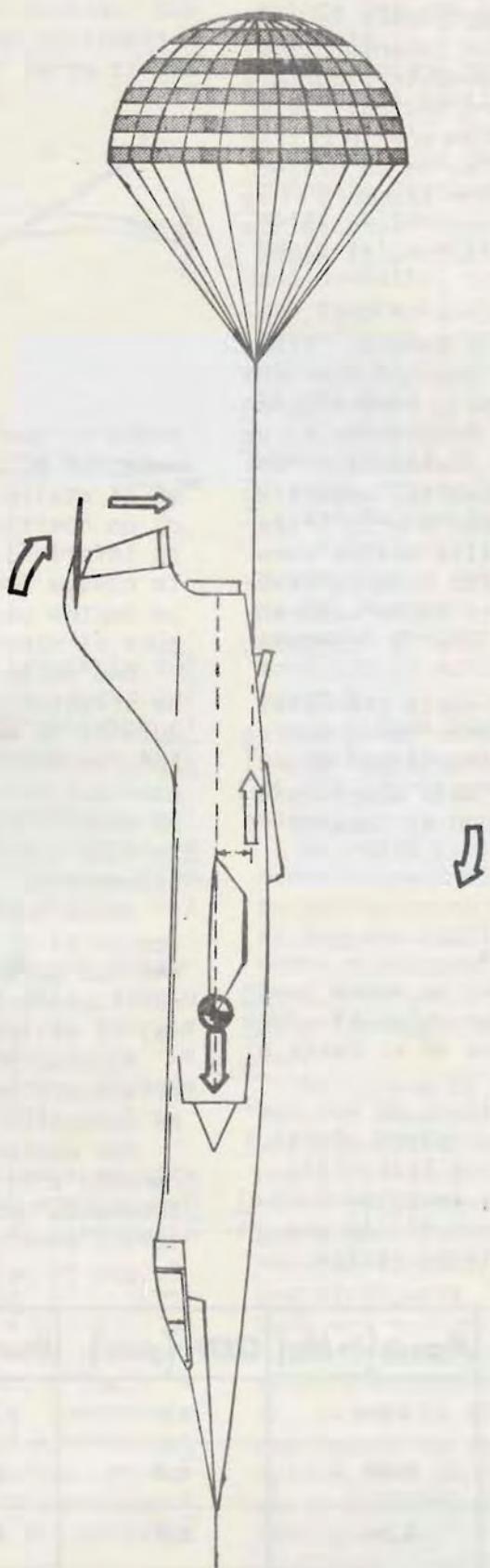


fig. 120

dute è aperto e di agire sulla barra per continuare a scendere in assetto verticale fino a raggiungere la velocità di controllo. Un istante prima di sganciare il paracadute riportare la barra in posizione neutra. Naturalmente, con il motore spento il trim non sarà utilizzabile, ma la procedura raccomandata di non trimmare il velivolo durante lo "zoom" servirà a non trovarsi in condizione di avere il trim a cabrare;

- d) tentare la riaccensione in volo. Secondo i calcoli della General Electric è estremamente improbabile che la riaccensione in volo riesca durante una vite piatta. Accettando il valore di zero per la pressione dinamica durante la vite piatta, questi sono i rapporti carburante/aria (figura 121). Questa tabella mostra come il valore del rapporto carburante/aria sia tre o quattro volte superiore a quello ottimo, che è compreso tra 0,015 e 0,020;
- e) effettuare una richiamata graduale. Gli studi al simulatore hanno mostrato che la quota richiesta per tale richiamata, a partire dall'apertura del paracadute, è di 25.000 ft (usando i flaps di decollo).

10. L'atterraggio

a. Descrizione.

E' ormai noto il cattivo comportamento dell'F.104 alle basse velocità, dovuto al forte carico alare ed al basso alungamento.

Con i velivoli dotati di un'ala convenzionale l'atterraggio viene effettuato nella seguente maniera (fig.122): una prima fase, "1", di avvicinamento alla pista, con un sentiero di discesa che può essere anche abbastanza ripido, du-

0-1 AVVICINAMENTO
1-2 RICHIAMATA
2-3 RETTA

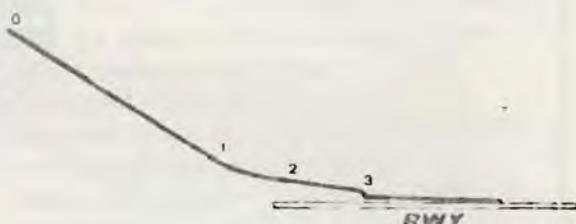


fig. 122

rante il quale il velivolo vola ad una velocità alquanto superiore alla velocità di stallo, con una incidenza, e quindi un coefficiente di portanza, alquanto inferiori a quelli di stallo; durante questa fase il motore viene tenuto ad un regime piuttosto basso se non addirittura al minimo.

Una volta in prossimità del suolo viene effettuata la richiamata (fase "2") durante la quale il C_L raggiunge un valore prossimo a quello di stallo, il regime del motore, se già non lo era, viene ridotto al minimo e alla fine di tale fase il sentiero di volo è quasi orizzontale.

Nella fase "3", la velocità diminuisce ed il C_L aumenta, finché, quando questi due parametri raggiungono i valori corrispondenti allo stallo, o poco prima, il velivolo tocca la pista.

Vediamo ora come mai non è possibile effettuare un atterraggio come quello ora descritto con l'F.104.

Per mantenere la velocità di avvicinamento e di atterraggio (e quindi la lunghezza della pista necessaria) entro limiti accettabili, è stato necessario dotare il velivolo di un sistema di iper-

Quota	RPM	Pamb (inHg)	CDP (psi)	Fuel Flow ($\frac{lbs}{h}$)	carb/aria
65000	40 %	1,66	1,1	500	0,078
50000	30 %	3,42	2,0	500	0,053
40000	20 %	5,24	3,0	500	0,052
30000	10 %	8,88	4,5	500	0,053

fig. 121

sostentazione particolare: flaps al bordo d'attacco e sul bordo d'uscita, che nella posizione "land" sono inclinati rispettivamente di 30° e 45° verso il basso (vedi figura 123).

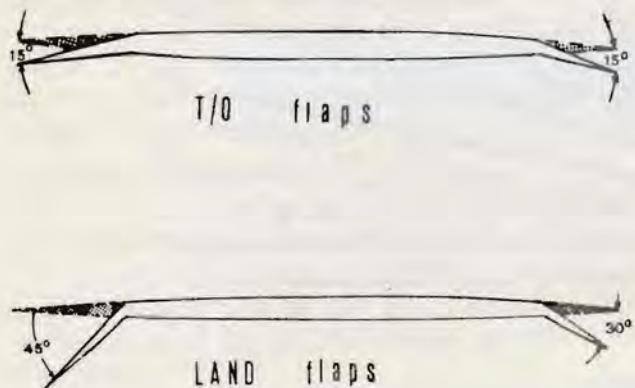


fig. 123

In queste condizioni è intuitibile tuttavia che lo strato limite sul dorso del flap del bordo d'uscita non potrebbe rimanere attaccato, ma causerebbe lo stallo di tale superficie.

Per questo motivo attraverso le cerniere del flap viene soffiata a forte velocità sulla superficie dorsale del flap, dell'aria prelevata dal 17° stadio del compressore.

Si ottiene in questo modo una "iniezione" di energia cinetica nello strato limite, il quale riesce così ad aderire alla superficie del flap nonostante la forte deviazione che gli viene imposta (BLC = Boundary Layer Control, controllo dello strato limite).

Con questo sistema si riesce ad ottenere una velocità minima di avvicinamento (con meno di 1.000 lbs di carburante residuo) di 170 Kts.

A tale velocità tuttavia, il C_L è molto prossimo al C_L massimo e quindi l'aumento di incidenza disponibile per effettuare la richiamata è molto basso e quindi è necessario che la componente verticale della velocità al momento della richiamata sia molto piccola, in modo che il piccolo aumento di portanza ottenibile possa consentire un contatto dolce con la pista.

Inoltre, data la forte resistenza indotta (dovuta all'elevato C_L , al forte carico alare ed al basso allungamento) un piccolo aumento di portanza causa una forte diminuzione di velocità, con

conseguente necessità di incrementare la spinta per non perdere il controllo del velivolo.

Si capisce dunque come sia necessario che il sentiero di avvicinamento sia molto piatto, assistito quindi da una notevole spinta del motore, e che la richiamata praticamente non esista, ma consista soltanto in un ulteriore appiattimento del sentiero di volo poco prima del contatto, mentre il motore non potrà essere ridotto al minimo fino a che non si sarà toccata la pista per non rischiare di perdere bruscamente i benefici del BLC.

Il diagramma di figura 124 mostra, con una velocità di 170 Kts, i sentieri di discesa consentiti e le regolazioni della spinta richiesta.

Le traiettorie mostrate in figura conducono tutte nel punto A, ma, se poco prima del contatto la traiettoria verrà leggermente appiattita, come innanzi descritto, il punto di contatto sarà il punto B.

La figura riporta anche le componenti verticali della velocità con una IAS di 170 Kts lungo i vari sentieri di discesa.

Se negli ultimi 2.300 ft di avvicinamento il velivolo attraversa la zona 1 il pilota dovrà solamente effettuare una leggera richiamata e ridurre gradualmente il motore* una volta giunto nella zona indicata in figura, per effettuare un atterraggio dolce con velocità a 150 Kts.

Se invece il velivolo si trova nella zona 2 esso potrà sì atterrare, ma dovrà riportarsi nella zona 1; per fare ciò sarà necessario aumentare ulteriormente la pendenza della traiettoria, e poi aumentare notevolmente la spinta per non far diminuire la velocità mentre, con una richiamata, ci si porta su uno dei sentieri contenuti nella zona 1.

Se il velivolo entra nella zona 3 risulterà certamente un atterraggio pesante, in quanto il C_L massimo disponibile, pur con tutta la potenza disponibile del motore, non sarà sufficiente a ricondurre la velocità verticale a valori accettabili.

L'avvicinamento con un sentiero di 2° - $2,5^\circ$ è quello ideale, porta ad un atterraggio dolce con la graduale richiamata e la riduzione di motore di cui si è par-

* Si tenga tuttavia presente che la riduzione dei giri del motore al di sotto dell'85% può portare a dissimmetrie del sistema BLC, e quindi può essere pericolosa.

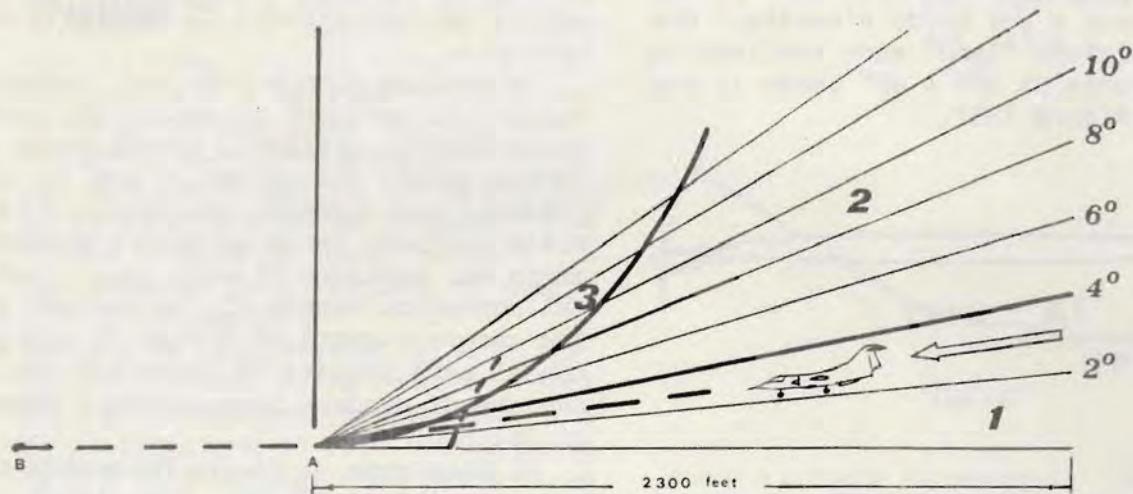


fig. 124

lato.

Avvicinandosi con un sentiero di 4° nessuna riduzione di motore sarà richiesta, in quanto, portando il C_L al $C_{L\text{max}}$ ammissibile si otterrà un aumento della resistenza che fa diminuire la velocità ai 150 Kts previsti al momento del contatto.

Naturalmente questa è una manovra al

limite delle possibilità del velivolo e pertanto molto pericolosa, infatti il superamento del C_L massimo può portare alla perdita di controllo del velivolo.

Affinchè l'atterraggio non risulti pesante la componente verticale della velocità deve essere piuttosto piccola e quindi, quanto maggiore è la velocità sulla traiettoria, tanto più piatta questa dovrà essere.

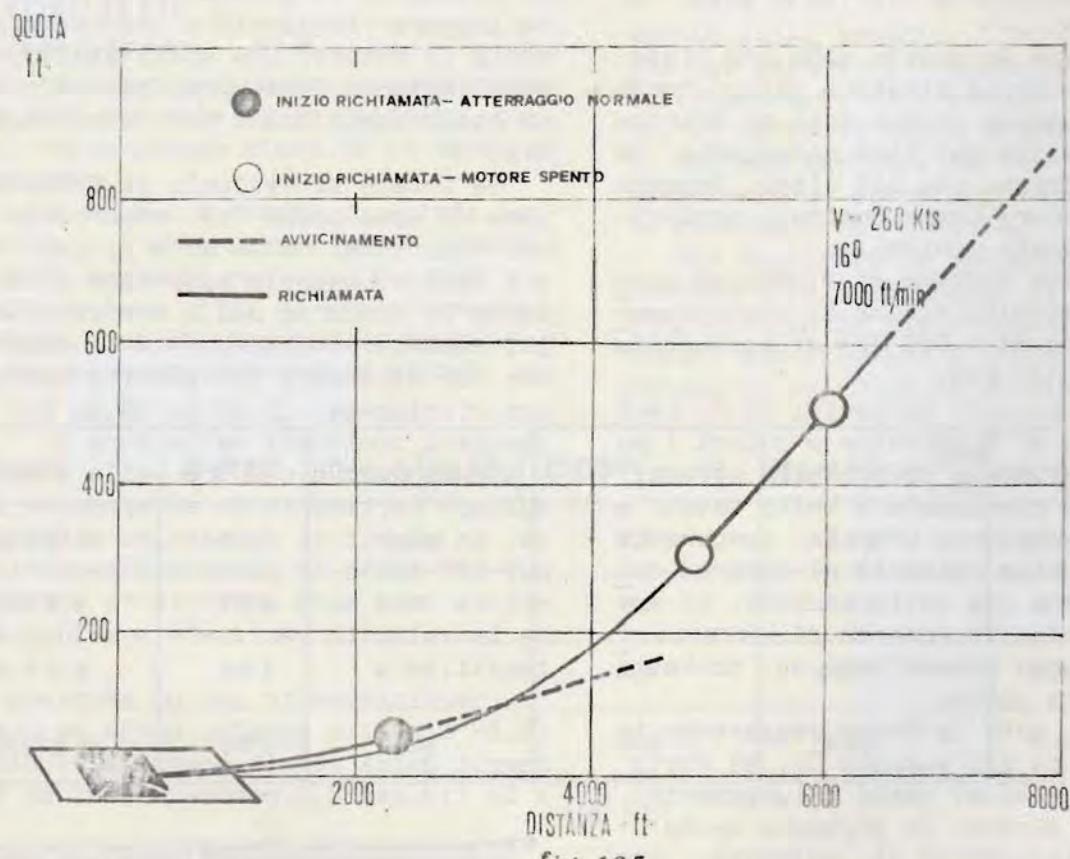


fig. 125

Ciò significa che, atterrando con : T/O flaps (15° i T.E. e 15° i L.E.), devendosi tenere una velocità di circa 200 Kts, il sentiero di discesa dovrà essere più piatto (massimo $2,5^\circ$) ed addirittura, senza flaps (235 Kts) la pendenza del sentiero non potrà superare 2° .

A titolo di esempio si riporta in figura 125 la traiettoria ideale di un velivolo che atterri con motore spento e flaps in posizione T/O.

b. Effetto suolo.

E' un errore comune nell'effettuare gli atterraggi con l'F.104 che il punto in cui il velivolo prende contatto con la pista sia molto più avanti del punto in cui il pilota aveva previsto di toccare.

Ciò a causa dell'effetto suolo.

Quando il velivolo è molto vicino alla pista, tutto il campo aerodinamico attorno al velivolo stesso varia.

Infatti la superficie della pista costituisce una superficie obbligata per il flusso aerodinamico.

Dunque i vortici d'estremità (che tanta importanza hanno per la nostra ala) non potranno svilupparsi completamente e gli angoli di deflessione a monte ed a valle dell'ala non potranno raggiungere i valori che avevano lontano del suolo.

In figura 126 è mostrato l'andamento del campo aerodinamico in "effetto suolo" e, tratteggiato, fuori "effetto suolo".

Il risultato di tutto ciò è:

- una diminuzione della resistenza indotta
- un aumento della superficie utile dell'ala
- un aumento della pendenza delle retta di portanza (C_L) in funzione di α .

Per l'F.104 si può dire che la ridu-

zione della resistenza indotta è dello 1,4% quando l'ala è ad una distanza del suolo uguale all'apertura ($h/b=1$) (figura 127) ma, quando l'ala è ad una quota uguale ad $1/4$ dell'apertura ($h/b = 0,25$), la riduzione di resistenza indotta è del 23,5%.

Si capisce allora come l'effetto suolo possa manifestarsi improvvisamente un attimo prima dell'istante stimato di contatto, con un aumento imprevisto di portanza ed una diminuzione di resistenza, il che causa l'atterraggio lungo.

Per "rompere" l'effetto suolo il pilota può, al suo manifestarsi, azionare i freni aerodinamici, che, aumentando la turbolenza della scia, compensano in parte l'effetto descritto.

c. Influenza del BLC sulla efficacia dell'alettone e sulla stabilità direzionale.

Se lo strato limite non fosse controllato dal sistema BLC esso si staccherebbe formando dei vortici che andrebbero ad interferire, all'estremità esterna del flap, con l'alettone, già fortemente provato dai vortici d'estremità, causandone una ulteriore perdita d'efficacia.

Il diagramma di figura 128 mostra l'efficacia dell'alettone (in funzione del valore C_L , da cui dipendono i vortici d'estremità) con e senza il BLC in funzione.

Inoltre, sempre per effetto del BLC è diminuita la turbolenza del flusso aerodinamico a valle dell'ala, turbolenza che sarebbe molto forte essendo l'angolo di attacco molto elevato, e quindi è aumentata l'efficacia direzionale dell'impennaggio verticale.

Si capisce dunque perchè non sia conveniente, in corto finale, ridurre il regime del motore a valori troppo bas-

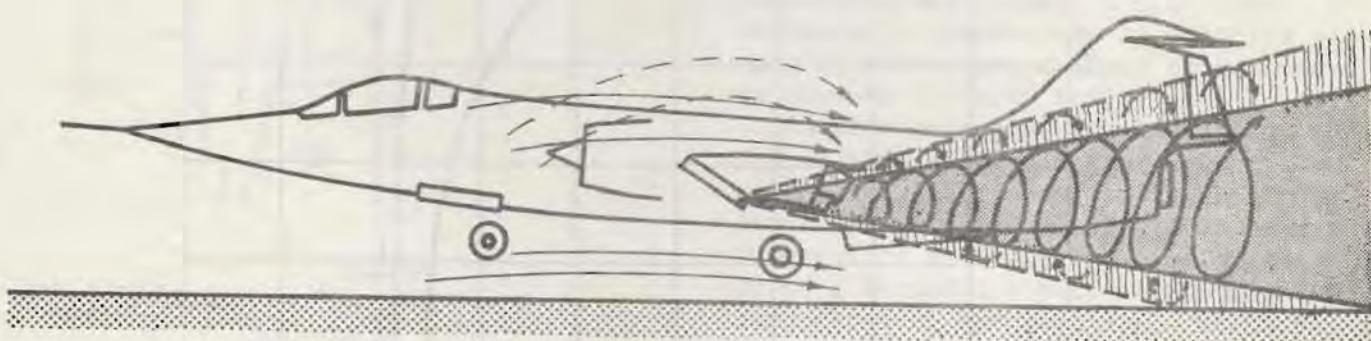


Fig. 126

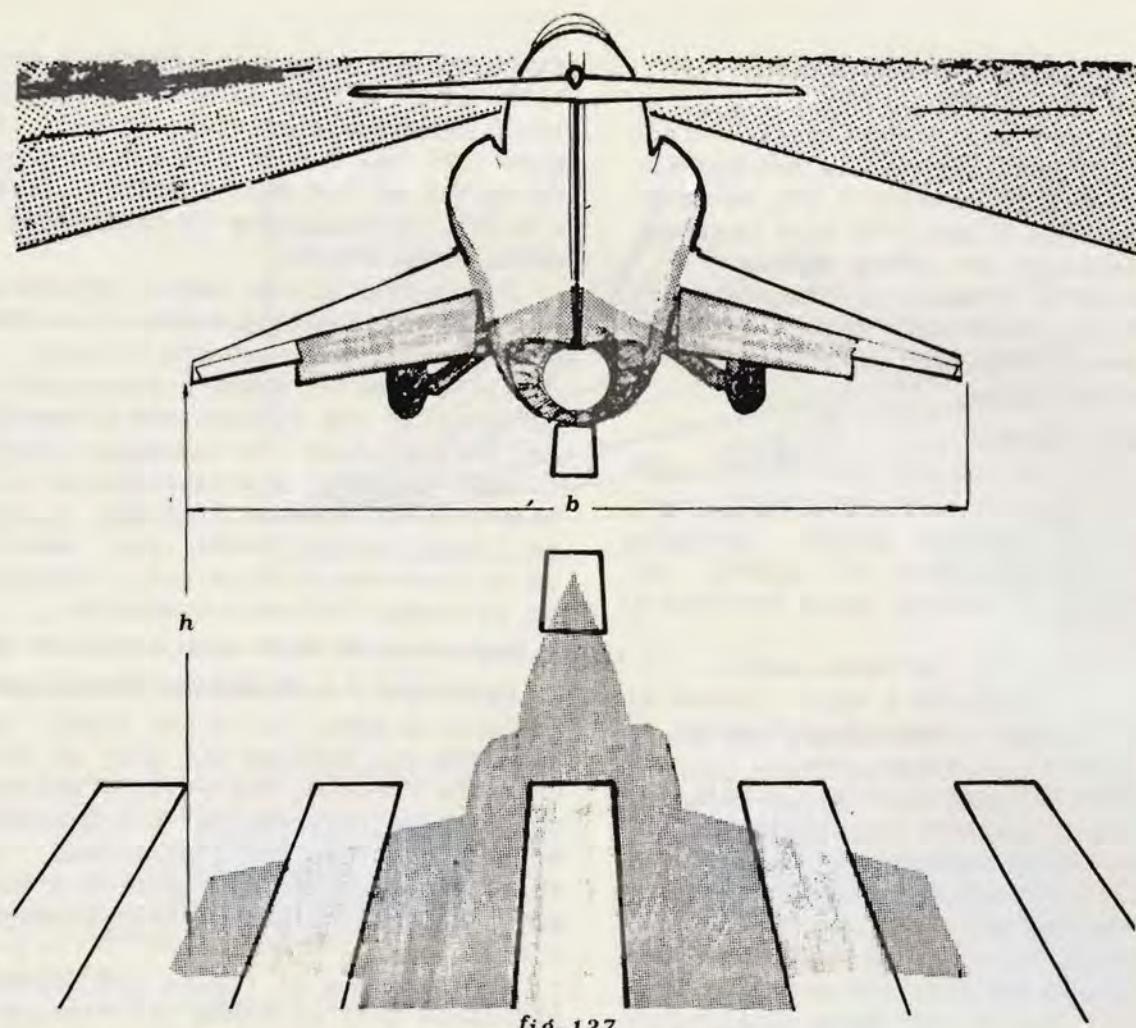


fig. 127

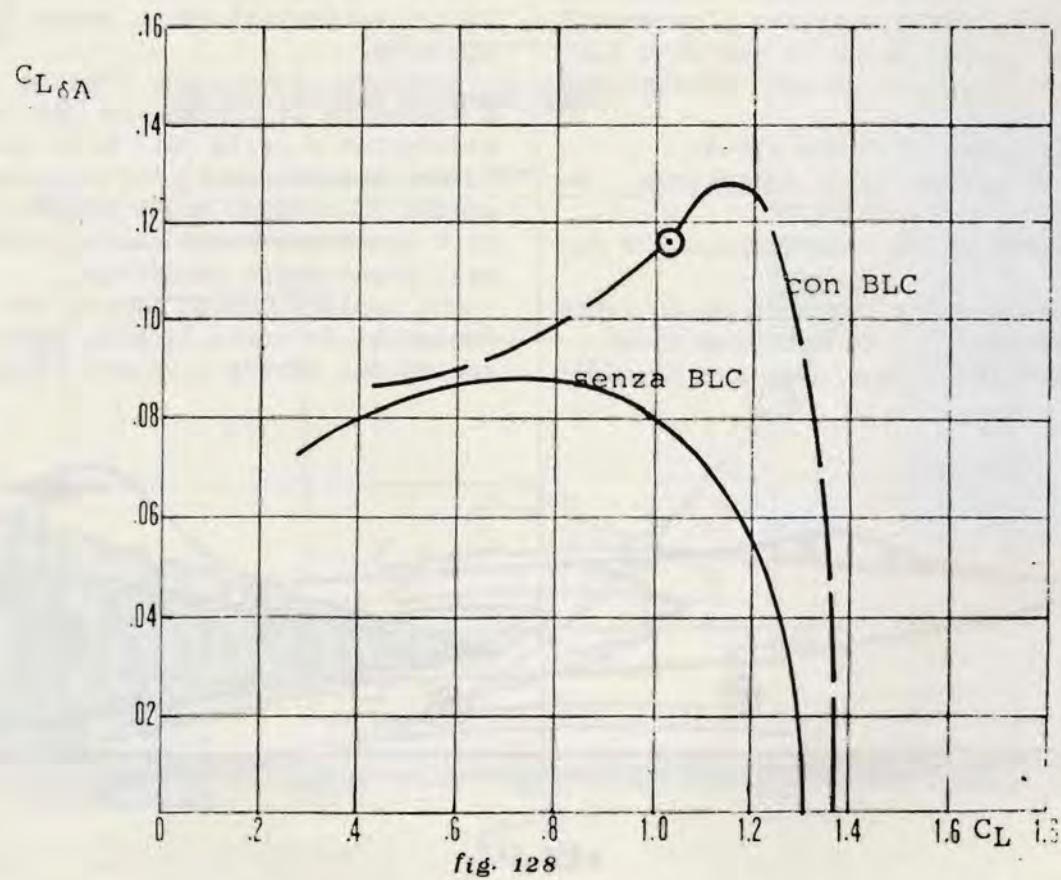


fig. 128

si, essendo la velocità dell'aria soffiata dal RLC funzione del numero di giri del compressore.

d. Vento al traverso.

Sfruttando il fatto che la posizione del baricentro è molto avanzata rispetto al carrello principale, l'atterraggio col vento al traverso può essere effettuato in una maniera molto più semplice di quella tradizionale, che consisteva nell'avvicinamento in volo asimmetrico, con il velivolo inclinato in roll controvento ed imbardato dalla parte opposta e che finiva con il contatto su una sola ruota.

L'avvicinamento col vento al traverso può essere fatto in volo simmetrico e con un certo angolo di deriva (figura 129).

Al momento del contatto su entrambe le ruote principali l'attrito causerà sulle due ruote principali due forze frenanti di valore ciascuna $-\frac{1}{2}\mu N$ (N è il carico agente in direzione verticale).

Nel baricentro sarà applicata una forza d'inerzia uguale in valore alla somma delle due precedenti e di verso ad esse contraria (figura 129).

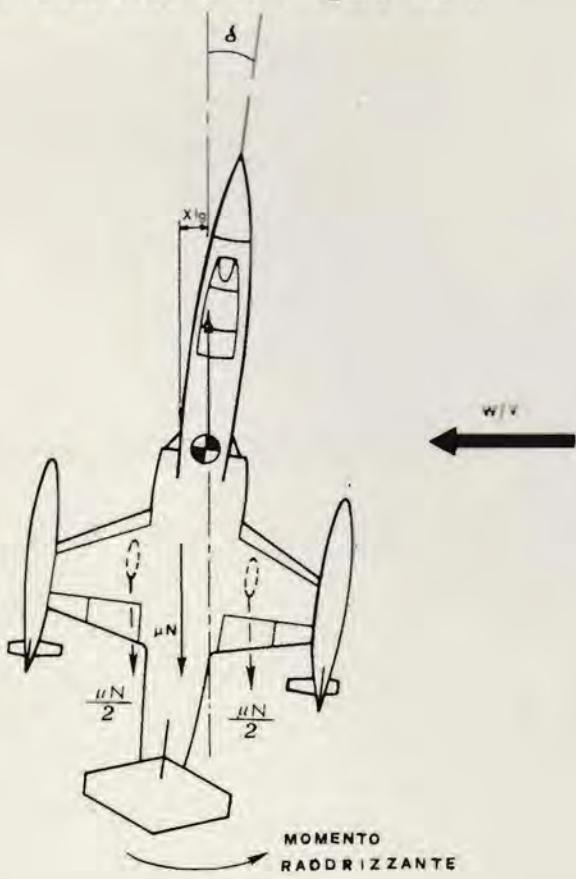


fig. 129

La linea d'azione della risultante delle forze frenanti, essendo l'angolo di deriva δ diverso da zero, non coinciderà con la retta d'azione della forza d'inerzia, ma fra le due rette intercorrerà una distanza d , per cui il velivolo sarà sottoposto ad una coppia di momento raddrizzante:

$$M_z = \mu N \cdot d$$

ossia, con le notazioni di figura

$$M_z = \mu N \cdot x_{1g} \sin \delta$$

Sarà allora sufficiente che il pilota effettui una piccola correzione con la pedaliera per allineare il velivolo con l'asse pista prima di appoggiare il ruotino al suolo.

e. Atterraggio con pylon-tanks pieni.

Come si è visto nel paragrafo 3 del la parte III, il momento cabrante che si ottiene con una opportuna deflessione dello stabilizzatore è sufficiente anche per le più avanzate posizioni del baricentro (-5% della corda aerodinamica) ad ottenere la desiderata variazione di assetto alle velocità di decollo con i flaps in posizione di decollo.

Tuttavia, con i flaps in posizione land si ha un momento picchiante notevolmente maggiore, che dovrà essere equilibrato da una notevole deflessione dello stabilizzatore verso il basso, che aggiunta a quella necessaria per e quilibrare la posizione avanzata del baricentro, costituirà una notevole parte dell'escursione massima dello stabilizzatore stesso.

Se, per motivi di emergenza, si dovesse effettuare un atterraggio subito dopo aver decollato con pylon-tanks pieni, non sarà possibile in corto finale effettuare alcuna richiamata se per l'atterraggio saranno stati selezionati i land flaps.

La richiamata sarà invece possibile se saranno stati usati i T/O flaps, e tuttavia in questo caso la velocità minima di avvicinamento sarà notevolmente elevata (235±240 Kts).

Considerando che, come mostrato in figura 130 gli attacchi dei pylon-tanks, se questi ultimi sono pieni, si danneggiano per velocità verticali di contatto maggiori di circa 2,2 piedi al secondo ed i serbatoi stessi si staccano dai loro attacchi per velocità verticali maggiori di 4,2 piedi al secondo, si conclude che la velocità variometrica

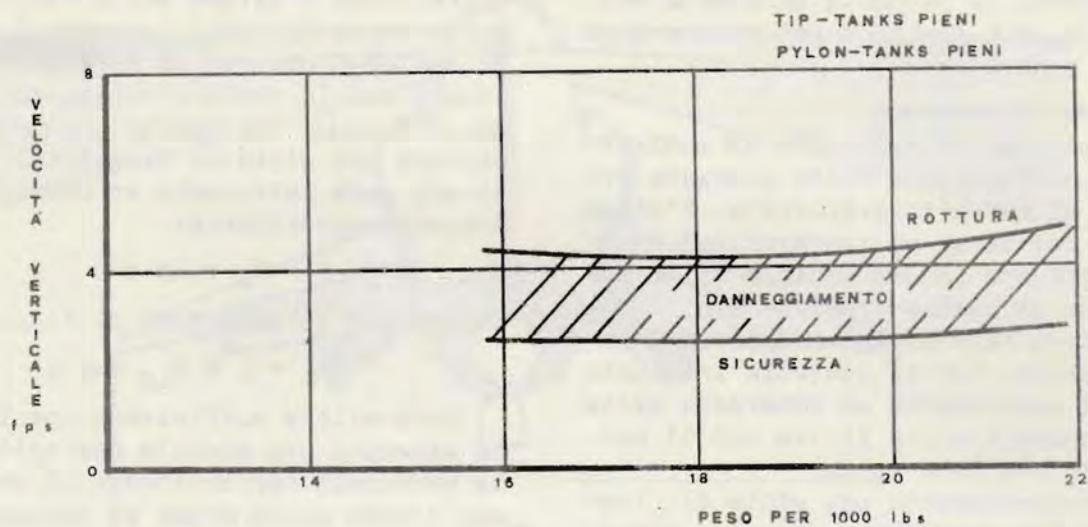


fig. 130

al momento dell'impatto con la pista do vrebbe essere inferiore a 132 ft/min., cosa invero molto difficile da ottenersi nelle condizioni sopra citate.

E' pertanto sempre consigliabile sganciare i pylon-tanks, se pieni, prima dell'atterraggio.

Se, avendo consumato quasi tutto il

carburante contenuto nei serbatoi interni e d'estremità, con i pylon-tanks rimasti pieni per difetto del sistema di travaso, si decidesse di atterrare senza sganciarli, per l'avvicinamento e l'atterraggio dovranno essere usati i flaps in posizione T/O (e la velocità di avvicinamento sarà di circa 210 Kts).