

Unità 2 Inviluppo di volo secondo le norme F.A.R. 23

2.1 Il diagramma di manovra

Con riferimento a quanto riportato nel paragrafo 1.4 della precedente Unità si può scrivere:

$$n = f_z = \frac{L}{Q} = \frac{\frac{1}{2} \rho S C_L V^2}{Q} = \frac{\frac{1}{2} \rho S}{Q} \cdot C_L \cdot V^2 = (\cos t) \cdot C_L \cdot V^2$$

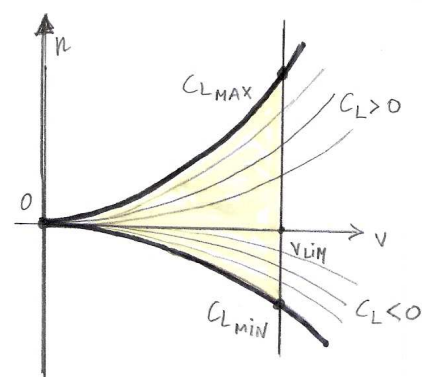
Questo significa che per una data quota (ρ) e per un dato carico alare (Q/S) il fattore di carico dipende dall'assetto (C_L) e dalla velocità di volo V e quindi esiste un relazione che lega le grandezze n , V e C_L . Poiché esistono dei valori limiti di queste grandezze, fissati in base a considerazioni di carattere strutturale e aerodinamico, occorre tenere conto di questa dipendenza, infatti, basta che una sola di esse assuma valori "non ammissibili" che la relativa condizione di volo diventi una condizione pericolosa per integrità della struttura e dei passeggeri.

A tale scopo, per ogni quota, si traccia un diagramma di n in funzione della velocità di volo, detto **diagramma di manovra**, che rappresenta l'inviluppo di tutte le possibili e sicure condizioni di volo del velivolo. Si tratta di un diagramma che riassume e lega tra di loro tutte le limitazioni delle grandezze in esame (n , V e C_L) individuando un'area che è costituita da un insieme di punti che corrispondono a condizioni di volo per le quali sono contemporaneamente rispettate tutte le limitazioni imposte, viceversa, qualsiasi punto esterno al diagramma di manovra è relativo ad un valore non ammissibile di almeno una delle grandezze soggette a limitazione.

Procediamo per gradi: l'equazione $n = (\cos t) C_L V^2$ rappresenta nel piano (n - V) un fascio di parabole avente C_L come parametro. Tanto più è grande C_L tanto più la parabola è vicina all'asse verticale, e sarà rivolta verso l'alto se C_L è positivo, verso il basso se C_L è negativo (volo rovescio).

Le parabole estreme sono quelle relative alla configurazioni per la quali il C_L è max e (curva di stallo) e quella per la quale il C_L è min (stallo in volo rovescio) . Si

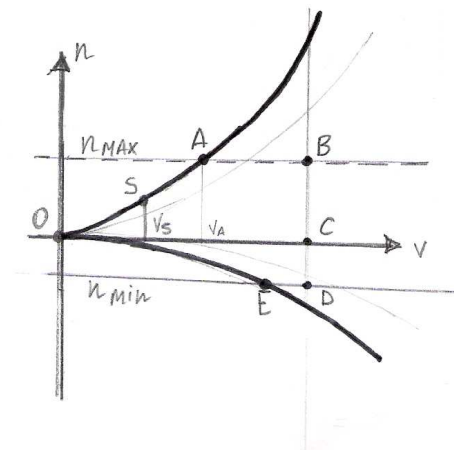
noti che la parabola C_{Lmin} è meno ripida di quella relativa al C_{Lmax} in quanto generalmente risulta che $|C_{Lmin}| < |C_{Lmax}|$. I suddetti archi di parabola possono essere tracciati utilizzando la relazione $V = V_s \cdot \sqrt{n}$ assegnando dei valori al fattore di carico n e ricavando i corrispondenti valori della velocità V .



Gli archi di parabola tracciati e la retta $V=V_{LIM}$ (dove V_{LIM} è la velocità massima fisicamente possibile) delimitano una zona che prende il nome di **campo di sicurezza assoluto** (in giallo in figura) ed è il luogo di tutte le possibili manovre eseguibili dal velivolo.¹

Un velivolo che fosse in grado strutturalmente di sopportare tutele condizioni che corrispondono ai punti dell'area del diagramma (in giallo) sarebbe indistruttibile ma sarebbe anche inutilmente robusto poiché è inutile che si costruiscano strutture che debbano sopportare valori di n elevati quando i limiti fisiologici del pilota fissano ad 8 il valore di n_{max} per giunta con il rischio di non riuscire a far decollare il velivolo per l'eccessivo peso strutturale.

Da tutte queste considerazioni ne deriva che le punte del diagramma di sicurezza assoluto sono rappresentative di condizioni non realizzabili in pratica e quindi nel diagramma di manovra (detto anche di sicurezza regolamentare) scompaiono. Tracciando le rette $n=n_{max}$, limite per il fattore di carico positivo e $n=n_{min}$, limite per il fattore di carico negativo si ottengono 2 punti con l'intersezione delle curve del C_L .



Il punto A intersezione della retta $n=n_{max}$ con la parabola di stallo C_{Lmax} è detto punto di manovra e la velocità corrispondente V_A è detta di manovra. Essa rappresenta la velocità minima alla quale si può effettuare una manovra in condizioni di n_{max} , oppure si può definire come la massima velocità a cui si può effettuare una manovra in condizioni di C_{Lmax} . Il punto E è il suo equivalente nel caso di volo rovescio.

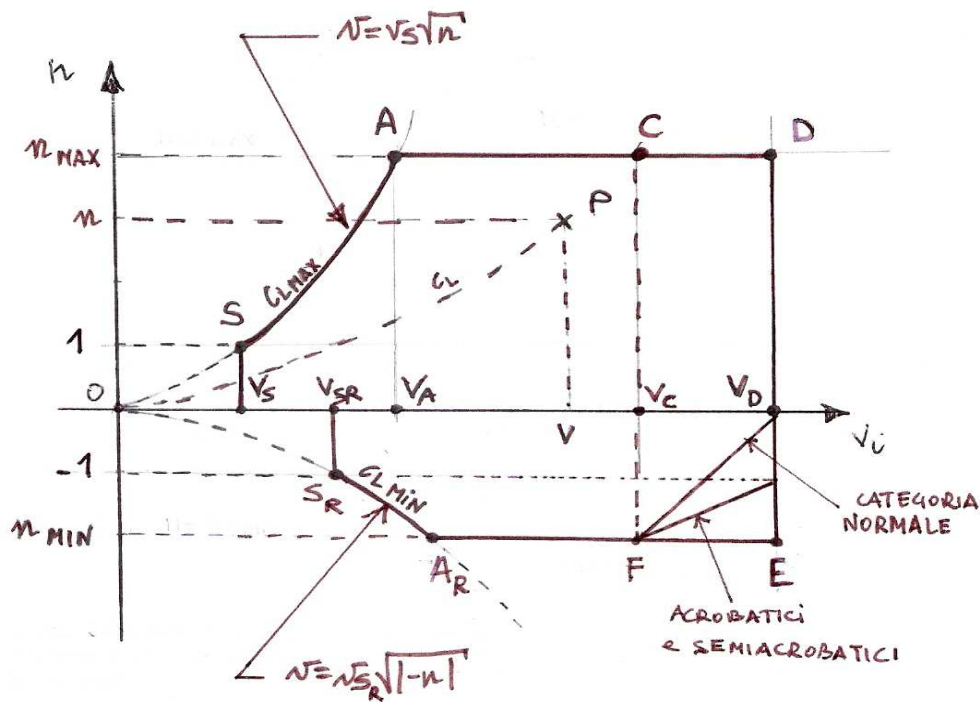
Le velocità V_S e V_{SR} sono le velocità minime di sostentamento in volo diritto e in volo rovescio e si ottengono dalla relazione $V = \sqrt{\frac{2 \cdot Q/S}{\rho_0 C_L}}$ utilizzando il C_{Lmax} per il calcolo di V_S e il C_{Lmin} per quello di V_{SR} .

I punti B e D si ottengono, rispettivamente, come intersezioni delle rette $n=n_{max}$, $n=n_{min}$ con la retta $V=V_{LIM}$. In realtà, il limite per la velocità, nel diagramma di manovra, sarà una velocità V_D , che solo nel caso di velivoli acrobatici e militari è uguale a V_{LIM} , mentre è minore nel caso di velivoli da trasporto passeggeri.

¹ la velocità riportata sull'asse delle ascisse del diagramma di manovra è la velocità indicata (IAS) e non la velocità effettiva del velivolo rispetto all'aria (TAS). La IAS rappresenta la velocità alla quale bisognerebbe volare al livello del mare per avere una identica pressione dinamica che si ha alla quota di volo, ovvero $IAS = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \cdot TAS$, e pertanto dipende oltre che dalla velocità vera anche dalla quota di volo. L'utilizzo della velocità indicata è legata al fatto che i carichi aerodinamici sono proporzionali alla pressione dinamica. La IAS è facilmente ricavabile osservando l'anemometro di bordo che tramite il tubo di Pitot ricava la velocità rispetto all'aria.

Come vedremo successivamente sia la velocità di manovra V_A e quella di picchiata V_D sono determinate dai regolamenti di navigabilità, in funzione della velocità di crociera del velivolo, a seconda della categoria di appartenenza dello stesso.

Si ottiene, in definitiva, per il diagramma di manovra un grafico del tipo:



nel quale si possono individuare le seguenti condizioni di volo:

Ramo OA: il volo avviene ad assetti per il quale il $C_L = C_{L_{max}}$ e quindi ad assetti di stallo e quindi alla velocità minima per il corrispondente fattore di carico. A sinistra di tale curva vi è la zona che rappresenta le condizioni di "g-stallo", ovvero di stalli ($C_L > C_{L_{max}}$) con fattori di carico normale > 1 e corrispondenti a condizioni di volo in cui viene meno la sustentazione aerodinamica che avrebbe come conseguenza la caduta del velivolo (limite aerodinamico);

Ramo AD: il volo avviene in condizioni per le quali risulta $n = n_{max}$, al crescere della velocità diminuiscono i coefficienti di portanza. I punti al di sopra del tratto AD individuano condizioni di volo nelle quali si superano i valori limiti del fattore di contingenza positivo e pertanto nelle quali si rischia che le strutture subiscano deformazioni permanenti (limite strutturale);

Ramo DE: il volo avviene alla massima velocità consentita alla quota in esame, proseguendo lungo il tratto il fattore di carico diminuisce fino ad annullarsi per poi diventare negativo. Il limite a destra viene stabilito dunque dal fatto che si trova in condizioni di volo, alla quota in esame, che richiederebbero una spinta propulsiva superiore a quella che il motore può fornire (limite propulsivo);

Analogamente a quanto visto per la parte superiore, al disotto il diagramma di manovra viene delimitato dal segmento EA_R, corrispondente alle condizioni di volo nelle quali si raggiunge il fattore di carico massimo negativo (volo rovescio) ed il tratto A_RO con la parte negativa dell'asse delle ordinate individua la zona dei "g-stallo negativi".

Osserviamo inoltre che per la regolamentazione vigente mentre il fattore di carico positivo si estende fino alla velocità massima V_D (tratto AD del diagramma), il fattore di carico limite negativo si può estendere fino alla velocità di crociera V_C dopo di che varia linearmente tra V_C e V_D fino al valore di n=0 per i velivoli di categoria normale ,al valore n=-1 per i velivoli di categoria acrobatica e semiacrobatica.

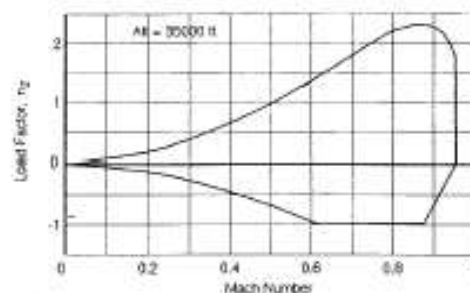
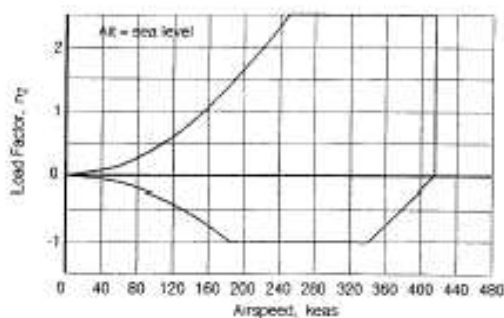
Si ricorda infine che quanto finora detto vale per condizioni di volo in aria calma. Infatti la presenza di raffiche modificherà, come vedremo nel successivo paragrafo, piuttosto sensibilmente il diagramma di manovra.

Il diagramma V-n così ottenuto non tiene conto degli effetti della comprimibilità che influenzano:

- il valore del coefficiente di portanza massimo, che diminuisce all'aumentare del numero di Mach, per problemi di buffeting imputabili alla separazione dello strato limite, dovuta all'interazione con sistemi di onde d'urto che si sviluppano sul dorso del profilo;
- la velocità massima che risulta limitata dal numero di Mach massimo, oltre il quale si avrebbero incrementi significativi di resistenza (Mach drag rise).

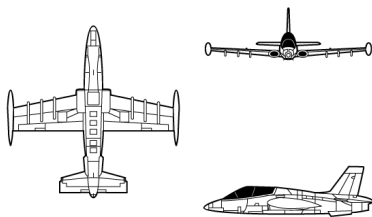
Pertanto nel caso di velivoli che prevedono numero di Mach massimo dell'ordine di 0,3-0,4, si possono ritenere tali effetti trascurabili, in caso contrario occorre tenerne conto e definire diversi diagrammi V-n al variare della quota ed in tal caso si preferisce utilizzare il numero di Mach.

All'aumentare del numero di Mach il fattore di carico non varia più con legge parabolica. Questo implica anche quella difficoltà nello stabilire la velocità di manovra citata nel paragrafo precedente. Per velivoli certificati in ambito JAR 23 vengono di solito costruiti tre diagrammi: il primo a livello del mare, il secondo alla quota in corrispondenza della quale si raggiunge il numero di Mach massimo per il velivolo in questione ed il terzo alla quota di tangenza operativa.

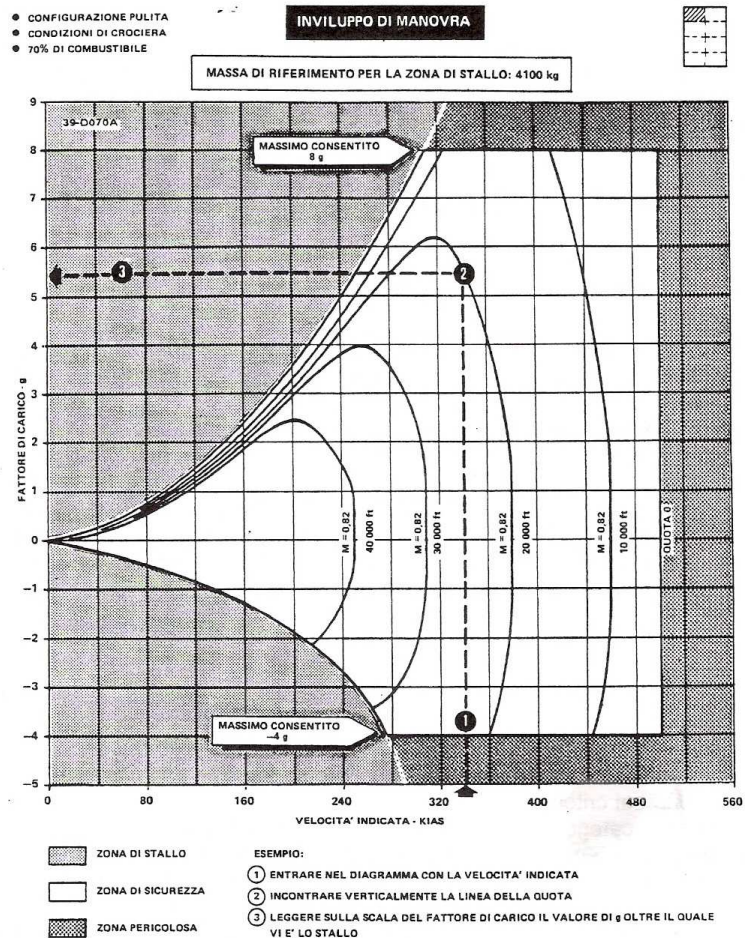


Inoltre tali diagrammi vengono computati per diverse configurazioni tenendo conto delle variazioni introdotte dalle superfici di manovra e dalle variazioni di peso, nonché dalla presenza o meno del carrello retrattile. Per fornire un'idea concreta, si riporta di seguito, il diagramma di manovra del velivolo militare Aermacchi MB 339, così come riportato nel manuale di volo del velivolo stesso.

AERMACCHI MB 339



L'Aermacchi MB-339 è un aviogetto monomotore biposto da addestramento avanzato e da appoggio tattico leggero prodotto dall'azienda italiana Aermacchi (ora AleniaAermacchi).
 Dagli anni settanta e in dotazione principalmente all'Aeronautica Militare. Grazie alla sua grande manovrabilità, l'MB-339, nella versione PAN, fu scelto nel 1982 dalla pattuglia acrobatica italiana, "Frecce Tricolori", in sostituzione dei vecchi Aeritalia G-91. La sua cellula deriva direttamente da quella di un altro famoso aereo da addestramento italiano, l'MB-326. La parte anteriore però fu completamente ridisegnata per permettere lo scalamento in altezza dei due posti di pilotaggio per garantire migliore visibilità (soprattutto in atterraggio) all'istruttore, seduto nel sedile posteriore.

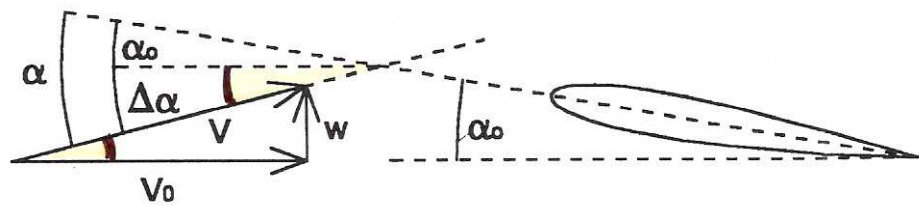


2.2 Il diagramma di raffica

Poiché il calcolo dei carichi agenti su di un velivolo in volo deve essere eseguito considerando, non solo le manovre eseguite dal pilota, ma anche la massa d'aria che lo circonda, non si possono trascurare gli effetti dell'aria in movimento attorno ad esso sotto forma di venti e raffiche.²

Ai fini della determinazione dei carichi da raffica è in pratica significativa la sola raffica verticale, che potrà essere ascendente (se diretta verso l'alto) oppure discendente, dal momento che quella orizzontale e quella perpendicolare al piano di coda verticale vengono di solito trascurate in quanto modificano di poco le forze aerodinamiche agenti sul velivolo.

In riferimento ad un velivolo che procede in volo orizzontale con una velocità v_0 e con una data incidenza geometrica α_0 , osserviamo che quando costui entra in una raffica verticale ascendente, avente velocità w , si verificano due cambiamenti:



- l'incidenza passa dal valore α_0 al valore α subendo un incremento $\Delta\alpha$ risultando $\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$
- la velocità aumenta passando dal valore v_0 a valore v risultando $\vec{v} = \vec{v}_0 + \vec{w}$

Trascurando gli effetti legati alla variazione di velocità, poiché w è piccola rispetto a v_0 , la raffica ascendente comporta una istantanea variazione di incidenza e quindi di portanza sul velivolo³.

In riferimento alla figura potremo quindi scrivere: $\text{tg } \alpha \cong \Delta\alpha = \frac{w}{v_0}$ e poiché risulta per la velocità

indicata $v_i^2 = \frac{\rho}{\rho_0} \cdot v^2$ e per la variazione di portanza $\Delta C_L = C_{L\alpha} \cdot \Delta\alpha = C_{L\alpha} \frac{w}{v_0}$, possiamo calcolare

l'incremento di portanza ΔL , dovuta all'aumento di incidenza causato dalla raffica ascendente w :

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho S \Delta C_L v^2 = \frac{1}{2} \rho_0 S \Delta C_L v_i^2 = \frac{1}{2} \rho_0 S C_{L\alpha} \frac{w}{v} v_i^2 = \frac{1}{2} \rho_0 S C_{L\alpha} w v_i$$

L'espressione del fattore di carico verticale in presenza di raffica ascendente sarà quindi:

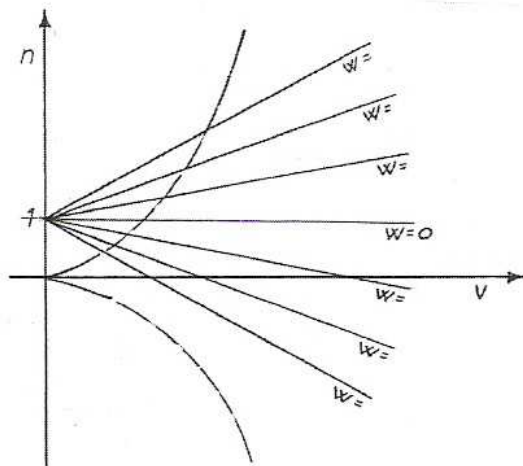
$$n = f_z = \frac{L + \Delta L}{Q} = \frac{Q + \Delta L}{Q} = 1 + \frac{\Delta L}{Q} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho_0 S C_{L\alpha} w v_i}{Q} = 1 + \frac{\rho_0 C_{L\alpha} w v_i}{2 \frac{Q}{S}}$$

² Per vento si intende una grande massa di aria estesa che ha essenzialmente un moto parallelo al terreno che non cambia direzione ed intensità in modo repentino. Lo si può considerare tutto sommato un fenomeno di tipo statico. La raffica, invece, è un moto di dimensioni limitate con componenti della velocità normali al terreno e di intensità e direzione variabili nel tempo. La raffica può trovarsi all'interno del vento ed avere velocità di qualche decina di metri al secondo.

³ Si suppone che la velocità della raffica passi istantaneamente dal valore 0 al valore w anche se in realtà non esistono raffiche istantanee.

In definitiva si ottiene
$$n = 1 \pm \frac{\rho_o C_{L\alpha} W}{2Q/S} \cdot v_i$$
 dove il segno - è relativo ad una raffica discendente.

Poiché n è inversamente proporzionale al carico alare (Q/S), gli effetti della raffica saranno meno significativi per i velivoli che hanno grossi carichi alari.



Rappresentando questa funzione nel diagramma (n-v_i) si ottengono le rette di raffica parametrate in funzione della velocità w. Da notare che per w=0 (assenza di raffica) il fattore di carico n=1 poiché la portanza è uguale al peso (volo orizzontale).

Si osserva infine che, per una data raffica w, il fattore di carico è crescente linearmente con la velocità di volo, quindi per limitare gli effetti della raffica l'unica cosa che può fare il pilota è ridurre la velocità di volo.

Poiché come precedentemente osservato, poiché non esistono raffiche istantanee, per tener conto del fatto che in realtà la velocità verticale di raffica non interessa istantaneamente tutti i punti del velivolo ma li coinvolge gradualmente, si corregge la formula precedentemente indicata con un fattore f che prende il nome di fattore di attenuazione della raffica. Il suo valore dipende dalla forma del fronte della raffica e deve essere minore di 1.

In definitiva scriveremo:
$$n = 1 \pm \frac{f \cdot \rho_o C_{L\alpha} W v_i}{2Q/S}$$

Calcolo del fattore di attenuazione di raffica

Quando f non è assegnato è possibile ricavarlo utilizzando l'espressione:
$$f = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g}$$

dove μ_g è il rapporto di massa che, a sua volta, si calcola con la relazione:

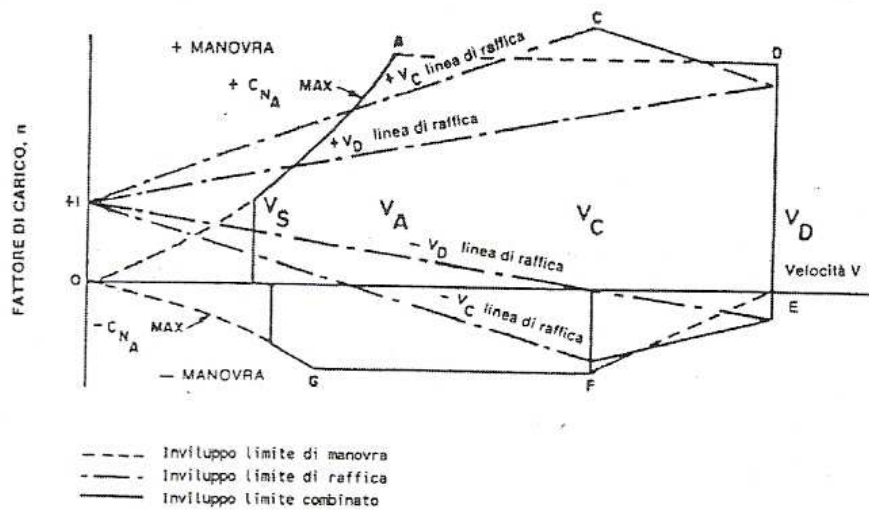
$$\mu_g = \frac{2Q/S}{\rho_o c \cdot C_{L\alpha} g} \quad \text{dove} \quad \begin{cases} c \text{ è la corda alare media geometrica (m)} \\ C_{L\alpha} \text{ è il gradiente della retta di portanza del velivolo (1/rad)} \\ g \text{ è l'accelerazione di gravità (m/s}^2\text{)} \end{cases}$$

Nel caso in cui non dovesse essere noto il $C_{L\alpha}$, esso può essere calcolato con la formula:

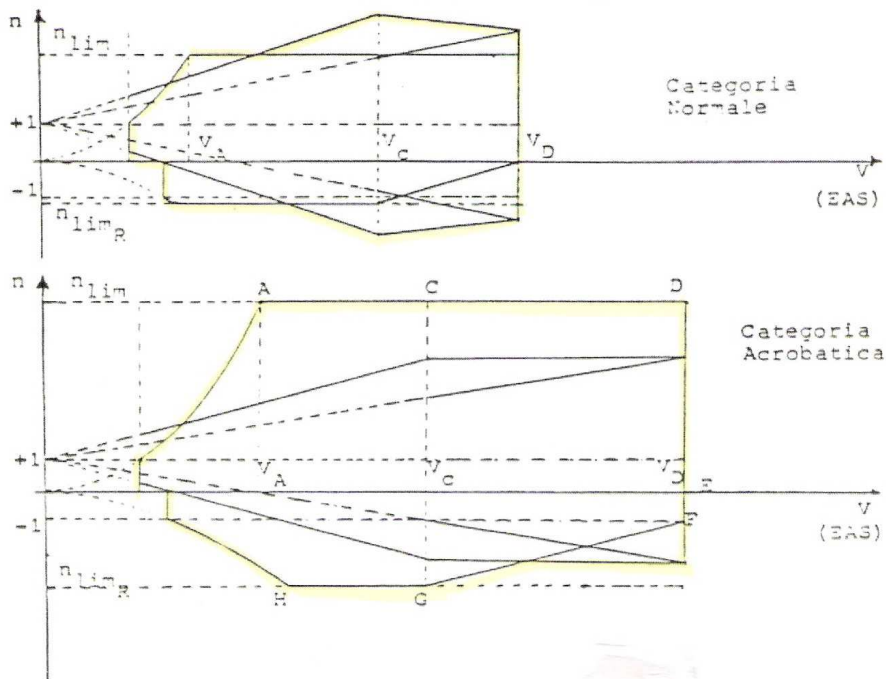
$$C_{L\alpha} = \frac{C_{L\infty}}{1 + \frac{C_{L\infty}}{\pi \cdot A_R \cdot e}} \quad \text{dove} \quad \begin{cases} C_{L\infty} \text{ è il coefficiente della retta di portanza del profilo (1/rad)} \\ e \text{ è il fattore di Oswald} \\ A_R \text{ è l'allungamento alare} \end{cases}$$

2.3 L'involuppo di volo e la normativa F.A.R. 23

Il diagramma di involuppo di volo si costruisce sovrapponendo il diagramma di manovra a quello di raffica e viene utilizzato nel dimensionamento strutturale allo scopo di delineare un campo reale entro cui il velivolo può volare; questo campo si ottiene unendo graficamente i punti più esterni del perimetro della figura formatasi dalla sovrapposizione dei diagrammi di cui sopra.



È frequente il caso in cui il diagramma di manovra è tutto contenuto nel diagramma di raffica, questo accade spesso nel caso dei grossi velivoli da trasporto laddove i carichi di raffica sono predominanti rispetto a quelli da manovra; la situazione opposta si verifica, evidentemente, nel caso di un velivolo militare o di categoria acrobatica dove il diagramma di raffica è quasi interamente compreso in quello di manovra.






Occorre infine ricordare che in realtà non si ha un solo diagramma inviluppo di volo per ogni velivolo, ma occorre considerare diversi grafici in quanto il velivolo può trovarsi in differenti condizioni di carico.

Ad esempio, per i velivoli di piccole dimensioni, si devono tracciare almeno due diagrammi, uno relativo alla configurazione di peso massimo al decollo e l'altro per il peso minimo.

Per tracciare i diagrammi di manovra, quello di raffica e quindi il corrispondente inviluppo di volo per un determinato velivolo occorre definire i valori limiti dei fattori di carico sopportabili dal velivolo in questione e le velocità limite consentite. Questi parametri sono vengono determinati, a seconda della categoria di appartenenza del velivolo, da particolari enti aeronautici normatori. Ad esempio, negli USA, sono state introdotte le norme F.A.R. (Federal Aviation Regulation) che per lungo tempo sono state anche le uniche norme usate. In Italia tali norme sono state recepite e tradotte dal R.A.I. (Registro Aeronautico Italiano), diventato poi ENAC, e attualmente vengono utilizzate assieme alle norme europee JAR, che hanno il grosso vantaggio di esprimere le grandezze fondamentali nelle unità di misura del sistema internazionale.

Di seguito elencheremo alcune delle principali condizioni stabilite dalle FAR ed in particolare dalle FAR 23, alle quali devono rispondere i velivoli civili aventi un peso massimo al decollo inferiore a 5.670 kg (per i velivoli con peso superiore a 5.670 kg si applicano le FAR 25).

Tali normative, oltre ad occuparsi della specifica dei carichi, classificano i velivoli in tre differenti categorie a seconda delle specifiche di progetto:

 categoria normale	Sono, per la maggior parte, aerei civili e da turismo destinati al trasporto del carico pagante.
 categoria semiacrobatica	Hanno un fattore di carico maggiore di quelli normali ma non possono sopportare i carichi massimi agenti sui velivoli acrobatici.
 categoria acrobatica	Posseggono una struttura tale da consentire un maggiore carico limite e quindi maggiori accelerazioni g positive e negative caratteristiche di manovre particolarmente spinte.

È quindi evidente che, in base ai diversi tipi di velivoli, si avranno dei carichi massimi raggiungibili differenti e, in particolare, le FAR stabiliscono condizioni limiti sia sui fattori di carico limite che sulle velocità caratteristiche. Tali velocità sono la velocità di stallo in volo diritto e rovescio, la velocità massima in picchiata, la velocità di crociera e la velocità di manovra. Queste velocità, unite in un grafico ai fattori di carico, determinano un campo limite (diagramma di manovra) entro cui il velivolo può volare senza subire danni di natura strutturale.

Normativa FAR 23 (valida per velivoli civili con peso massimo al decollo $Q_{max} < 5.670 \text{ kg} = 55.566 \text{ N}$)				
		Categoria NORMALE	Categoria SEMIACROBATICA	Categoria ACROBATICA
n_{lim}	fattore di carico limite	$n_{lim} \geq 2,1 + \frac{10.866}{Q(kg) + 4.536}$ e allo stesso tempo $n_{lim} \leq 3,8$	$n_{lim} \leq 4,4$	$n_{lim} \leq 6,0$
$n_{lim R}$	fattore di carico limite (volo rovescio)	$n_{lim R} = -0,4 n_{lim}$	$n_{lim R} = -0,4 n_{lim}$	$n_{lim R} = -0,5 n_{lim}$
$V_C (Km/h)$	Velocità di crociera	$V_C \geq 27,67 \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}}$ dove Q/S è in kg/m^2	$V_C \geq 27,67 \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}}$ dove Q/S è in kg/m^2	$V_C \geq 30,19 \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}}$ dove Q/S è in kg/m^2
$V_D (Km/h)$	Velocità massima	$V_D = 1,40 V_C$	$V_D = 1,50 V_C$	$V_D = 1,55 V_C$
$V_A (Km/h)$	Velocità di manovra	$V_A = V_S \cdot \sqrt{n_{lim}}$		
<p>Inoltre le norme stabiliscono inoltre che:</p> <p>Mentre il fattore di carico positivo si estende fino alla velocità massima V_D, il fattore di carico limite negativo si può estendere fino alla velocità di crociera V_C dopo di che varia linearmente tra V_C e V_D fino al valore di $n=0$ per i velivoli di categoria normale e al valore $n=-1$ per i velivoli di categoria acrobatica e semiacrobatica.</p>				
K	coefficiente di sicurezza da usare nel dimensionamento strutturale		= 1,5	
F_{lim}	i carichi limiti o di contingenza devono essere sopportati dalla struttura senza subire deformazioni permanenti			
$F_{rob} = K F_{lim}$	I carichi di robustezza o ultimi devono essere sopportati dalla struttura senza subire cedimenti per almeno 3 secondi.			
<p>CONDIZIONI da RAFFICA</p> <p>Per quanto riguarda la raffica le norme FAR 23 fanno ancora riferimento alle velocità di crociera V_C e a quella massima V_D. In particolare esse affermano che per il calcolo del fattore di carico da raffica, fino alla velocità di crociera vanno considerate le raffiche verticali positive (dirette verso l'alto) e quelle negative (dirette verso il basso) di velocità $w = \pm 15,2 \text{ m/s}$; mentre alla velocità massima V_D devono essere considerate le raffiche positive e negative di intensità $w = \pm 7,6 \text{ m/s}$.</p>				

2.4 Costruzione dell'inviluppo di volo di un velivolo di categoria semiacrobatica.

Facendo riferimento alla normativa FAR 23 tracciare il diagramma di manovra, quello di raffica e quindi l'inviluppo di volo per un velivolo di categoria semiacrobatica avente le seguenti caratteristiche:

▪ Peso totale	$W_{\text{tot}} = 2.870 \text{ kg}$
▪ Carico alare	$W/S = 122,73 \text{ kg/m}^2$
▪ Allungamento alare	$A_R = 7,9$
▪ C_p stallo volo diritto	$C_{L\text{max}} = 1,5$
▪ C_p stallo volo rovescio	$C_{L\text{min}} = -0,9$
▪ $C_{L\alpha}$ coeff. angolare della retta portanza	$C_{L\alpha} = 4,96 \text{ 1/rad}$
▪ Fattore di attenuazione raffica	$f = 0,718$

1) Calcolo dei fattori di carico limite

Poiché il peso massimo al decollo è inferiore a 5.670 kg si applicano le FAR 23.

Per i velivoli di categoria semiacrobatica risulta che

- il fattore di carico limite in volo diritto è $n_{\text{lim}} = 4,4$
- il fattore di carico limite in volo rovescio è $n_{\text{lim R}} = -0,4$ $n_{\text{lim}} = -1,76$

2) Calcolo delle velocità di stallo in volo diritto V_S e volo rovescio V_{SR}

$$\left\{ \begin{array}{l} V_S = \sqrt{\frac{2 \cdot W/S}{\rho_o C_{L\text{max}}}} = 36,18 \text{ m/s} = 130,25 \text{ km/h} \\ V_{SR} = \sqrt{\frac{2 \cdot W/S}{\rho_o C_{L\text{min}}}} = 46,71 \text{ m/s} = 168,17 \text{ km/h} \end{array} \right.$$

3) Calcolo delle velocità di crociera V_C e di picchiata V_D

$$V_C = 27,67 \cdot \sqrt{\frac{W(\text{kg})}{S(\text{m}^2)}} = 27,67 \cdot \sqrt{122,73} = 306,54 \text{ km/h}$$

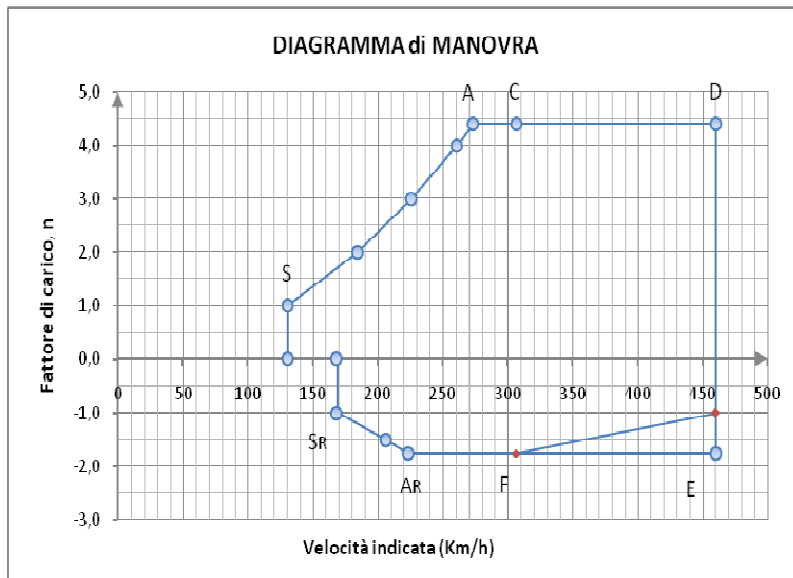
$$V_D = 1,5 \cdot V_C = 1,5 \cdot 306,54 = 459,81 \text{ km/h}$$

4) Calcolo delle velocità di manovra in volo diritto V_A e in volo rovescio V_{AR}

$$\left\{ \begin{array}{l} V_A = V_S \cdot \sqrt{n_{\text{lim}}} = 130,25 \cdot \sqrt{4,4} = 273,22 \text{ km/h} \\ V_{AR} = V_{SR} \cdot \sqrt{|n_{\text{limR}}|} = 168,17 \cdot \sqrt{1,76} = 223,09 \text{ km/h} \end{array} \right.$$

5) Calcolo delle velocità relative alle parabole del diagramma di manovra

A questo punto, per tracciare il diagramma di manovra, occorre trovare i punti della parabola superiore (tratto SA), utilizzando l'espressione $V = V_S \cdot \sqrt{n}$ e assegnando ad n valori compresi tra 1 e 4,4. Analogamente, per punti della parabola inferiore $S_R A_R$, si utilizzerà l'espressione $V = V_{S_R} \cdot \sqrt{|-n|}$ assegnando ad n valori compresi -1 e -1,76. Si ottiene la seguente tabella con relativo grafico:



Punto	V (Km/h)	n
	130,25	0
S	130,25	1
	184,21	2
	225,61	3
	260,51	4
A	273,22	4,4
C	306,54	4,4
D	459,81	4,4
E	459,81	-1,76
A _R	223,09	-1,76
	205,95	-1,5
S _R	168,16	-1
	168,16	0

Osserviamo, inoltre, che per la normativa, mentre il fattore di carico positivo si estende fino alla velocità massima V_D (tratto AD del diagramma), il fattore di carico limite negativo si può estendere fino alla velocità di crociera V_C (punto F) dopo di che varia linearmente tra V_C e V_D fino al valore di valore $n=-1$ per i velivoli di categoria acrobatica e semiacrobatica.

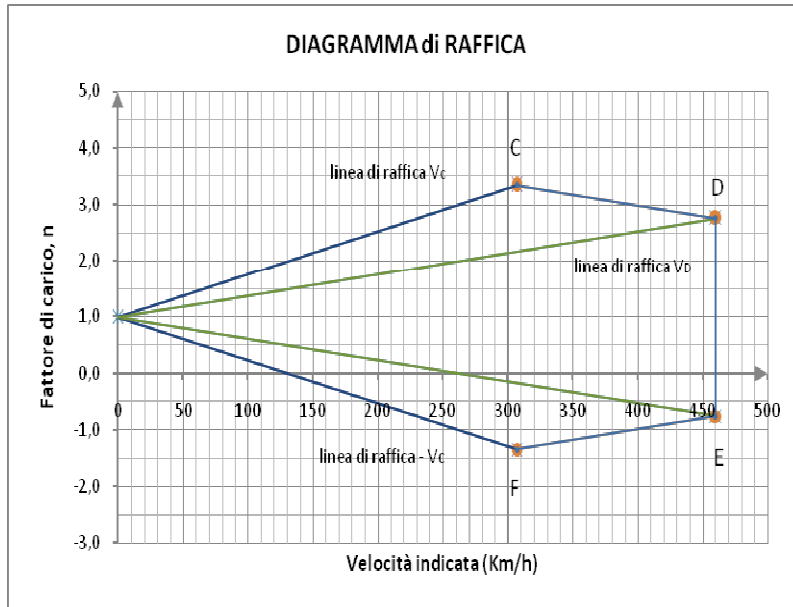
6) Calcolo dei fattori di carico da raffica

Le FAR 23 prescrivono che per il calcolo del fattore di carico da raffica occorre utilizzare la seguente espressione: $n = 1 \pm \frac{f \cdot \rho_o \cdot C_{L\alpha} \cdot w}{2W/S} \cdot v$ dove f, e $C_{L\alpha}$ sono dati iniziali del problema, ρ_o è la densità dell'aria a

livello del mare pari a $1,226 \text{ kg/m}^3$ e W/S è il carico alare espresso in N/m^2 .

Per la velocità di crociera V_C vanno considerate le raffiche verticali positive (dirette verso l'alto) e quelle negative (dirette verso il basso) di velocità $w = \pm 15,2 \text{ m/s}$; mentre alla velocità massima V_D devono essere considerate le raffiche positive e negative di intensità $w = \pm 7,6 \text{ m/s}$.

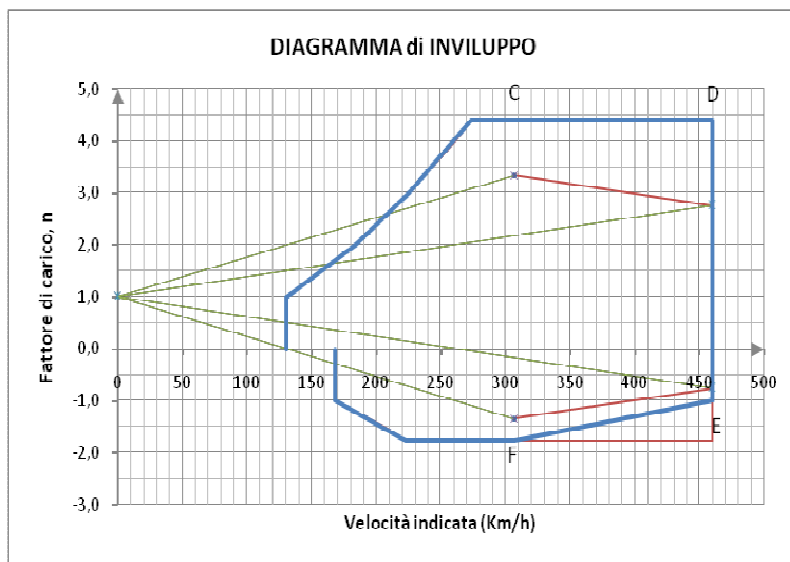
Si ottengono in tal modo i seguenti valori per il fattore di carico e il seguente diagramma:



Linea di raffica $\pm V_c$		
Punto	V (Km/h)	n
C	306,54	3,35
	0,00	1
F	306,54	-1,35
Linea di raffica $\pm V_D$		
Punto	V (Km/h)	n
D	459,81	2,76
	0,00	1
E	459,81	-0,76

7) Diagramma di inviluppo

Sovrapponendo il diagramma di manovra e il diagramma di raffica precedentemente ottenuti e unendo graficamente i punti più esterni del perimetro della figura formatasi (cioè i punti a maggiori ordinate n sia positive che negative) si ottiene il diagramma di inviluppo.



Si osserva che, nel nostro caso, l'inviluppo coincide con il diagramma di manovra poiché il diagramma di raffica è quasi interamente compreso in quello di manovra, caratteristica questa comune ai velivoli acrobatici e militari, per i quali le condizioni di volo più gravose sono quelle derivanti dalle manovre.

La situazione inversa si verifica nel caso dei grossi velivoli da trasporto

laddove essendo i carichi di raffica prevalenti, il diagramma di manovra è tutto contenuto in quello di raffica.

2.5 Carico aerodinamico agente sulle superfici portanti: Ripartizione della portanza.

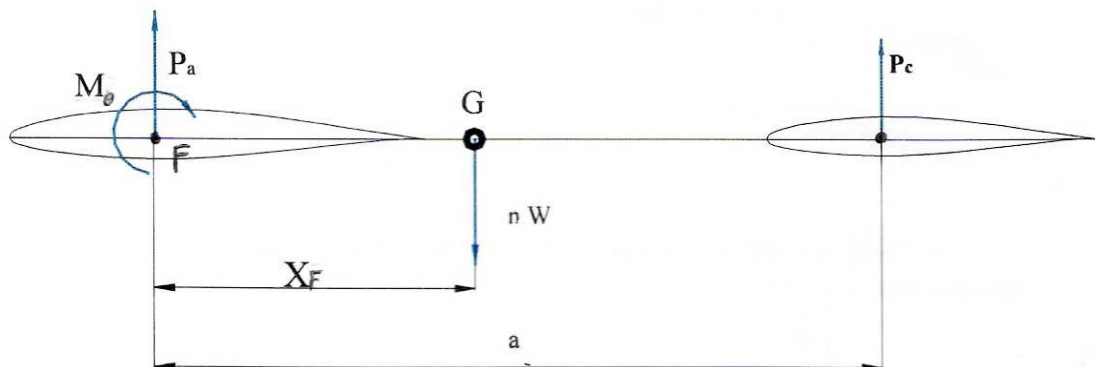
Dopo aver tracciato i diagrammi di manovra, raffica e quindi l'involuppo di volo, è possibile per ogni punto del diagramma ottenuto, determinare i carichi agenti nelle varie parti del velivolo.

In questo paragrafo valuteremo, ad esempio, il carico aerodinamico (portanza) agente sulle superfici portanti e come esso è ripartito tra le semiali e il piano di coda orizzontale.

La valutazione della ripartizione della portanza complessiva tra l'ala ed il piano di coda è molto importante in quanto da questa dipendono, ad esempio, i diagrammi di taglio e momento flettente della fusoliera. Per determinare tale ripartizione facciamo alcune ipotesi semplificative:

- consideriamo solo le azioni verticali (portanza e peso);
- trascuriamo l'effetto legato alle resistenze (R piccole rispetto a P);
- ipotizziamo che il piano alare e quello orizzontale di coda siano coincidenti;

Si ottiene il seguente schema di forze:



dove x_F è la distanza tra il baricentro del velivolo ed il fuoco del profilo alare
 a è la distanza interfocale, ossia la distanza tra il fuoco del profilo alare e quello della coda.

Dallo schema appare evidente che l'unica forza di massa applicata nel baricentro (ovvero il peso apparente nQ) è equilibrata dalla portanza dell'ala e da quella della coda. Poiché la portanza dell'ala è applicata nel fuoco, occorre aggiungere il momento focale M_0 .⁴ Si noti che il piano di coda non si aggiunge il relativo momento focale, questo perché, in genere, o tali profili sono simmetrici e quindi hanno un $c_{mo}=0$, oppure sono asimmetrici e danno luogo ad un contributo piccolo che può essere trascurato.

In riferimento allo schema riportato, applicando le equazioni cardinali della statica, si ottengono le seguenti equazioni di equilibrio:

⁴ Il momento focale è il momento aerodinamico, che si genera quando si trasporta la portanza, applicata nel centro di pressione, nel fuoco del profilo (ovvero in quel punto rispetto al quale il momento aerodinamico è sempre costante a differenza del centro di pressione che varia invece con l'assetto di volo). Il momento focale dipende dal tipo di profilo, in particolare è nullo se il profilo è simmetrico, è minore di 0 (cioè picchiante) se i profili sono asimmetrici, è maggiore di 0 (cioè cabrante) solo nel caso di utilizzo di profili autostabili.

$$\begin{cases} \sum F = 0 \\ \sum M = 0 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} P_a - nQ + P_c = 0 \\ M_0 + nQ \cdot x_F - P_c \cdot a = 0 \end{cases}$$

Risolvendo il sistema e calcolando la portanza P_a , generata dalle ali, e quella P_c della coda si ottiene:

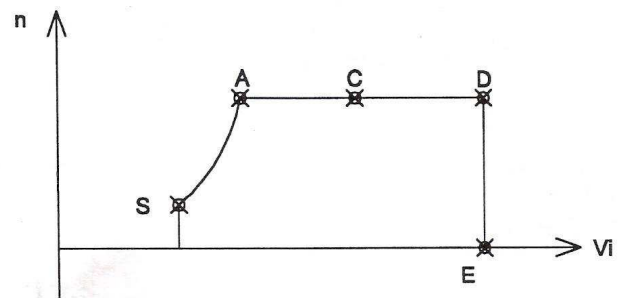
$$\begin{cases} P_a = nQ - P_c \\ P_c = \frac{M_0 + nQ \cdot x_F}{a} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} P_a = nQ - \frac{M_0 + nQ \cdot x_F}{a} \\ P_c = \frac{M_0 + nQ \cdot x_F}{a} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} P_a = \frac{nQa - (M_0 + nQ \cdot x_F)}{a} \\ P_c = \frac{M_0 + nQ \cdot x_F}{a} \end{cases}$$

$$\begin{cases} P_a = \frac{nQ(a - x_F) - M_0}{a} \\ P_c = \frac{M_0 + nQ \cdot x_F}{a} \end{cases} \quad \text{dove il momento focale } M_0 = \frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 S c c_{mo}$$

Avendo a disposizione il diagramma di inviluppo, per una data configurazione di peso, occorre investigare, per diverse posizioni del baricentro (x_F), nei diversi punti del diagramma di manovra e scegliere la condizione più gravosa. Ad esempio, se utilizziamo i dati relativi al velivolo il cui inviluppo di volo è stato calcolato nel precedente paragrafo 2.4, assegnando il profilo (e quindi il c_{mo}), la posizione del baricentro (ovvero x_F , a) si ottiene la seguente tabella di calcolo:

Ripartizione della PORTANZA: CONFIGURAZIONE RELATIVA al PESO MASSIMO al DECOLLO								
$W_{TO} = 28.126 \text{ N}; x_F/c = 0,082; a = 5m; c_{mo} = -0,07875$								
Punti del diagramma di manovra	V [Km/h]	n	V [m/s]	M.to focale [Nm] $\frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 S c c_{mo}$	Portanza ala [N] $\frac{nQ(a - x_F) - M_0}{a}$	Portanza coda [N] $\frac{M_0 + nQ \cdot x_F}{a}$	Portanza Tot [N] $P_a + P_c$	(Pc/Pa) %
Punto S	130,25	1	36,18	-2542,57	27840,91	285,09	28126,00	1,02%
Punto A	273,22	4,4	75,90	-11187,33	122500,01	1254,39	123754,40	1,02%
Punto C	306,54	4,4	85,15	-14081,80	123078,90	675,50	123754,40	0,55%
Punto D	459,81	4,4	127,72	-31684,06	126599,35	-2844,95	123754,40	-2,25%
Punto E	459,81	-1	127,72	-31684,06	-20995,58	-7130,42	-28126,00	33,96%
Punto F	306,54	-1,76	85,15	-14081,80	-45288,66	-4213,10	-49501,76	9,30%
Punto AR	223,09	-1,76	61,97	-7458,22	-46613,37	-2888,39	-49501,76	6,20%
Punto SR	168,16	-1	46,71	-4237,62	-26484,87	-1641,13	-28126,00	6,20%
diagramma di raffica								
Punto C'	306,54	3,35	85,15	-14081,80	94291,89	-160,34	94131,55	-0,17%
Punto D'	459,81	2,76	127,72	-31684,06	81776,56	-4146,40	77630,16	-5,07%
Punto E'	459,81	-0,76	127,72	-31684,06	-14438,14	-6940,02	-21378,16	48,07%
Punto F'	306,54	-1,35	85,15	-14081,80	-33994,38	-3885,17	-37879,55	11,43%

Analizzando la tabella dei risultati e immaginando di percorrere il diagramma di manovra "tipo", procedendo in volo diritto da S verso D, si possono fare le seguenti considerazioni in relazione alle sollecitazioni agenti sull'ala:



<p>nel punto S risulta : $\begin{cases} P_S = Q \\ M_S = \frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 S c c_{mo} \end{cases}$</p>	<p>Nel punto S (stallo) sull'ala agisce una portanza pari al peso effettivo ed un momento torcente dato dall'espressione del momento focale, calcolato nel punto in questione. Ne consegue che l'ala, per effetto della portanza, sarà soggetta anche ad un momento flettente che tende a fletterla verso l'alto, ed uno sforzo di taglio distribuito lungo l'apertura e di intensità complessiva pari alla portanza.</p>
<p>nel punto A risulta : $\begin{cases} P_A = n \cdot Q \\ M_A = n \cdot M_S \end{cases}$</p>	<p>Nel punto A (manovra) sull'ala agisce una portanza pari al peso apparente. Si può affermare, in generale, che i carichi aerodinamici agenti sull'ala (portanza e momento focale) generano un momento flettente, un taglio ed un momento torcente pari a quelli riferiti al punto S, moltiplicati per il fattore di carico massimo n_{lim}.</p>
<p>nel punto C risulta : $\begin{cases} P_C = n \cdot Q \\ M_C = M_A \cdot \left(\frac{V_C}{V_A}\right)_i^2 \end{cases}$</p>	<p>Nel punto C (crociera) si osserva che mentre il taglio ed il momento flettente rimangono uguali ai rispettivi valori del punto A, il momento torcente aumenta a causa dell'incremento di velocità ($V_C > V_A$).</p>
<p>nel punto D risulta : $\begin{cases} P_D = n \cdot Q \\ M_D = M_A \cdot \left(\frac{V_D}{V_A}\right)_i^2 \end{cases}$</p>	<p>Nel punto D (picchiata) il taglio e il momento flettente rimangono uguali ai rispettivi valori del punto A, mentre il momento torcente raggiunge il suo valore massimo.</p>

In generale, una volta calcolati i carichi agenti, per progettare e dimensionare un determinato componente strutturale occorre procedere con il procedimento classico della Scienza delle Costruzioni.

Tale procedimento consiste nell'isolare quell'elemento (ala , piano di coda,...) e applicare ad esso tutti i carichi che gli competono valutando le corrispondenti reazioni vincolari.

Si passa quindi alla determinazione delle sollecitazioni (taglio, momento flettente,...) nelle varie sezioni di interesse, e quindi si procede, sulla scorta dei valori "massimi" calcolati, al dimensionamento dell'elemento strutturale e alla successiva fase di verifica.