

Unità 1 Classificazione dei carichi

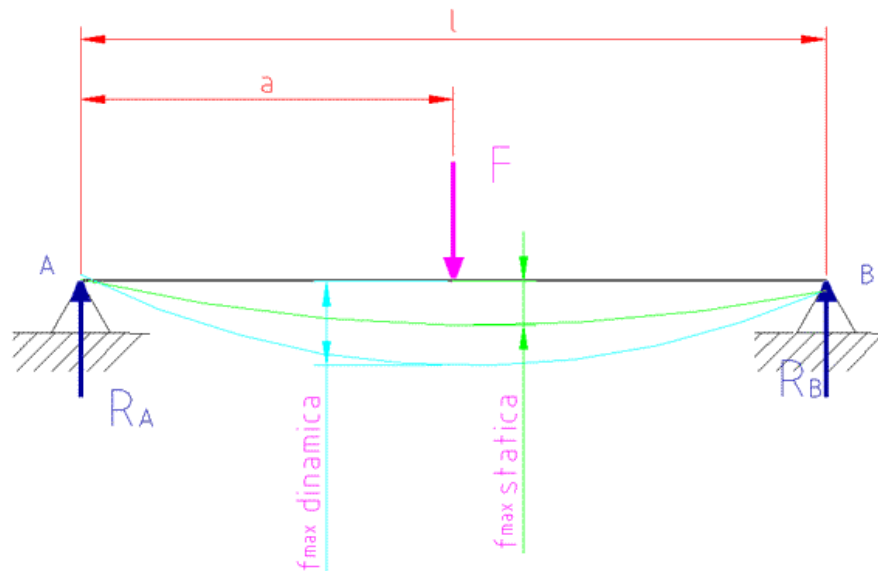
Obiettivi	Conoscere le modalità di applicazione di un carico e sapere classificare i differenti carichi che agiscono sul velivolo sia in volo che al suolo. Conoscere il significato di fattore di sicurezza e di fattore di carico. Essere in grado di calcolare il fattore di contingenza nelle manovre di virata e richiamata.
Prerequisiti	Concetto di forza e leggi della statica e della dinamica. Architettura del velivolo e nomenclatura delle superfici di governo.
Contenuti	Carico statico e carico dinamico, carico di contingenza (limit load) e carico ultimo (ultimate load), classificazione dei carichi e fattore di carico.
Metodologia	Lezione frontale, dialogata con supporto multimediale.
Mezzi e Risorse	Libro di testo, lavagna, PC con proiettore.
Verifica e Valutazione	Verifica scritta mediante prova strutturata/semistrutturata.

1.1 Carico statico e carico dinamico

L'esatta determinazione dei carichi agenti su di un velivolo, in tutte condizioni previste dal suo esercizio, dal decollo fino al rullaggio sulla pista, è, per il progettista aeronautico, uno dei compiti più delicati da assolvere. Infatti, se da un lato occorre operare in termini di sicurezza e fare in modo che i carichi determinati siano sempre maggiori o al limite uguali a quelli massimi sopportabili dalla struttura, dall'altro, quest'ultima dovrà resistere a tali carichi senza che vi siano sovradimensionamenti che, oltre un inutile spreco di materiale, comportano sempre un indesiderato aumento di peso e costo.

Prima di classificare le diverse tipologie di carichi agenti su di un velivolo occorre osservare che, a seconda delle modalità di applicazione, il comportamento di una struttura sollecitata da un carico applicato bruscamente, è completamente diverso da quello in cui il carico è applicato gradualmente.

Consideriamo, ad esempio, una trave semplicemente appoggiata sulla quale è applicata un carico concentrato F . Se la forza F è applicata in modo talmente lento da poter considerare il carico indipendente dal tempo, la trave si infletterà e la sua deformazione (freccia) massima sarà quella verde indicata in figura.



Se invece lasciamo cadere il carico F sulla trave, quest'ultima non avrà più un'unica deformata, ed essa, in assenza di azioni dissipative, continuerà ad oscillare intorno alla condizione di equilibrio (freccia statica), accentuando o diminuendo la sua deformazione, a seconda che siano predominanti le forze elastiche interne o quella esterne. La sua freccia massima sarà maggiore di quella statica. Si può, quindi, concludere che, quando il carico viene applicato molto lentamente, se questi non è tale da provocare la rottura della struttura, la deformazione avviene molto lentamente fino a raggiungere una condizione di equilibrio statico (curva verde) e si parla di **carico statico**.

Quando, invece, il carico viene applicato istantaneamente (o comunque molto rapidamente) e la deformazione avviene in maniera rapida raggiungendosi un equilibrio dinamico, con oscillazioni (o vibrazioni) intorno allo stato di equilibrio statico si parla di **carico dinamico**. Ogni qual volta su una struttura agisce un carico di tipo dinamico nascono delle vibrazioni.

Ad esempio, nel caso di un velivolo in volo orizzontale uniforme, la portanza sulle ali, in equilibrio con il peso, è pressoché costante nel tempo, per cui possiamo ritenere che la struttura alare sia soggetta ad un carico statico e di conseguenza si deformerà gradualmente.

Se invece il velivolo incontra una raffica ascendente, questa provocherà una brusca variazione di incidenza e quindi di portanza, la struttura alare subirà una brusca deformazione ed in tal caso ci si trova nelle condizioni di applicazioni di un carico dinamico.

Nel caso delle strutture aeronautiche, quando il velivolo è in volo e sottoposto ad azioni dinamiche, alle vibrazioni si possono associare delle forze aerodinamiche variabili nel tempo che possono provocare, in alcuni casi, pericolosi fenomeni di natura aeroelastica, tra i quali il "*flutter*". Poiché lo studio del comportamento di una struttura sottoposta ad a un carico dinamico non è molto semplice, nel caso pratico, vengono caricate con carichi statici opportunamente amplificati per tener conto di effetti dinamici.

1.2 Carico limite e carico di robustezza

In tutti i campi dell'ingegneria le strutture non devono essere dimensionate a rottura in base ai carichi che effettivamente agiscono su di esse, ma si introduce una determinata "riserva", legata a tutto ciò che non può essere statisticamente previsto (ad es. imprecisioni nelle lavorazioni dei pezzi, variazione nel tempo delle proprietà dei materiali impiegati,.....), attraverso l'utilizzo di un coefficiente di sicurezza di opportuno valore.

Nel caso delle costruzioni aeronautiche l'introduzione del coefficiente di sicurezza è legata principalmente al fatto che ogni velivolo è limitato strutturalmente dalla velocità massima e dall'accelerazione massima che esso può raggiungere in volo o in atterraggio, e che tali limiti possono essere inavvertitamente superati. A ciò si deve aggiungere il fatto che, in condizioni eccezionali, si possono incontrare in volo carichi di raffica superiori a quelli previsti. D'altra parte, dimensionando la struttura del velivolo per carichi maggiori di quelli ai quali esso sarà effettivamente sottoposto nella sua vita operativa, si otterrà una diminuzione delle prestazioni con conseguente aumento dei consumi e dell'efficienza globale a causa dell'incremento di peso.

Per tal motivo, allo scopo di garantire uniformità ed efficienza di progetto, gli enti governativi aeronautici di controllo hanno definito delle specifiche da rispettare relativamente alla grandezza dei carichi da usare nel progetto strutturale di un determinata tipologia di aereo. Nelle norme si fa riferimento a due tipologie di carico :

- il **carico limite** o **carico di contingenza** (limit load), è il massimo carico che potrà effettivamente agire sulla nostra struttura durante la sua vita operativa;
- il **carico di robustezza** o **carico ultimo** (ultimate load), è il carico in base al quale dimensionare la struttura in fase di progetto e che dovrà essere sempre un multiplo di quello limite secondo la relazione:

$$F_{rob} = K F_{lim}$$

nella quale **K** è il **fattore di sicurezza** che viene fissato dai regolamenti in vigore e che comunque per le strutture aeronautiche non può mai essere inferiore a 1,5.



è l'Ente Nazionale per l'Aviazione Civile istituito nel 1997 con compiti di regolamentazione e sorveglianza per la sicurezza delle attività aeronautiche civili e nazionali, nonché di disciplina degli aspetti economico-amministrativi delle attività di trasporto aereo e delle gestioni aeroportuali.

La divisione tecnica dell'ENAC è costituita dal R.A.I. (Registro Aeronautico Italiano), struttura preesistente, introdotta nel 1938, che provvede al rilascio e al rinnovo del certificato di navigabilità, documento che attesta che l'aereo ha superato le prove e i controlli tecnici necessari alla navigazione; provvede inoltre, a mezzo di propri esperti, al collaudo di ogni nuovo tipo di aeromobile e al rinnovo del certificato di navigabilità quando questi è scaduto. Il proprietario o l'esercente l'aeromobile deve denunciare all'ENAC (RAI) ogni avaria, incidente, danno o modifica sostanziale apportata all'aeromobile.

Il RAI infine, su delega del Ministero delle Comunicazioni, effettua visite periodiche degli apparecchi radio elettrici di bordo per il rinnovo delle licenze di stazione radio.

Ad esempio l'Ente Italiano E.N.A.C., a cui compete la certificazione della rispondenza delle strutture aeronautiche agli standard internazionali di sicurezza, adotta un coefficiente di sicurezza $K=2$, mentre le norme americane FAR 23 e quelle JAR-VLA prescrivono valori di $K=1,5$.

Le norme di aeronavigabilità prescrivono inoltre che:

- ✓ ogni qual volta, la struttura è soggetta ad un carico superiore a quello limite, occorre poi verificarne l'integrità tramite controlli di revisione;
- ✓ terminato il progetto del velivolo, la sua struttura deve essere in grado di sopportare i carichi limite (carichi di contingenza) senza collassare né evidenziare vistose deformazioni permanenti;
- ✓ la struttura deve sopportare, senza cedimento alcuno i carichi di robustezza per almeno tre secondi.

Il soddisfacimento delle condizioni precedenti, (**verifica di resistenza e di robustezza**), non implica automaticamente l'accettazione della struttura.

Un'altra condizione che necessariamente deve essere valutata è la deformabilità della struttura sotto carico. Questo tipo di verifica viene detto a rigidità. In pratica la struttura deve subire le tre verifiche, separatamente, determinando in tal modo quale delle tre risulta la più selettiva o la più gravosa.

1.3 Classificazione dei carichi

L'ampia gamma di carichi esterni agenti su di un velivolo, nelle varie fasi operative, può essere suddivisa nelle categorie di seguito riportate:

1	Carichi di volo o aerodinamici	Carichi da manovra detti carichi volontari
		Carichi da raffiche detti anche involontari
2	Carichi al suolo e in acqua	Rimorchio e sollevamento
		di decollo
		di atterraggio su pista (ruote)
		di atterraggio su acqua (galleggianti)
		d'arresto (barriere protettive, cavi di acciaio,..)
3	Carichi indotti dal gruppo motopropulsore	Spinta
		Coppia di reazione
		Effetto giroscopico
		Sollecitazioni termiche
4	Carichi speciali	Pressurizzazione della cabina
		Impatto volatile
		Traino carichi esterni
5	Carichi di fatica	Spettro di carico

1) Carichi di volo o carichi aerodinamici sono quelli originati dalla non uniformità del moto del velivolo che può essere originata da due cause distinte: dall'intervento del pilota che agendo sulle superfici di comando esegue una determinata manovra oppure dal fatto che il velivolo vola in aria agitata.

Nel primo caso abbiamo i carichi di manovra dipendenti dalla volontà del pilota, nel secondo caso abbiamo i carichi di raffica. Il prevalere del primo o del secondo tipo di sollecitazione dipende dall'impiego al quale il velivolo è destinato. Ad esempio i carichi di manovra sono fondamentali per il dimensionamento dei velivoli acrobatici e per quelli militari, mentre quelli di raffica lo sono per il dimensionamento di un velivolo da trasporto.

2) Carichi al suolo e in acqua sono i carichi di massa che nascono al contatto del velivolo con il suolo nelle fasi di decollo e atterraggio e generati dal trasferimento dei pesi dal carrello all'ala e viceversa, nonché dalle accelerazioni tipiche di queste manovre. Appartengono a questa categoria i carichi collegati alle manovre a terra, manovre che consistono nel rullaggio sul campo, il traino, il caricamento dell'equipaggio, dei passeggeri, del combustibile e dei bagagli. Chiaramente nel caso idrovolanti e anfibi al carrello si sostituisce lo scafo con i galleggianti ed al suolo il mare. Per i velivoli imbarcati sulle

portare sono da prendere in considerazione i carichi, in decollo e atterraggio, dovuti rispettivamente a catapulte e ganci d'arresto.

- 3) Carichi indotti dal motore** sono i carichi generati dal impianto propulsivo del velivolo. Il principale di questi carichi è quello dovuto alla spinta che, ad esempio, nel caso di un motore viene trasmessa alla struttura attraverso il castello motore. Altri carichi originati dall'impianto motopropulsore sono le coppie di reazione e l'effetto giroscopico.
- 4) Carichi speciali** sono i carichi conseguenti al volo in quota e quindi dovuti alla pressurizzazione della cabina e della fusoliera, i carichi che possono nascere al momento dell'impatto del velivolo con una superficie o un volatile, oppure i carichi conseguenti al traino o trasporto di carichi esterni.
- 5) Carichi di fatica** sono tutti quei carichi di natura dinamica che variano periodicamente nel tempo (si applicano ciclicamente alla struttura) dando origine ad una sollecitazione di fatica.

La fatica è quel fenomeno secondo cui i materiali sottoposti a dei carichi variabili nel tempo tra un valore massimo e uno minimo, e ripetuti nel tempo per un certo numero di volte (cicli), presentano una diminuzione della sollecitazione massima sopportabile. Quindi la rottura di un pezzo sollecitato a fatica si verifica, dopo un certo numero di cicli, in corrispondenza di un carico inferiore a quello statico di rottura. I carichi di questo tipo vengono sintetizzati e studiati attraverso "spettri di carico", cioè rappresentazioni grafiche o tabelle nelle quali vengono riportati diversi fattori, quali ad esempio il nr. di cicli, il livello del carico, le ore di volo, allo scopo di riuscire a fornire un'previsione sulla vita strutturale del pezzo.

Tra i diversi tipi di sollecitazioni a fatica, cui sono sottoposte le strutture di un aereo, abbiamo:

- ✈ per le ali, la flessione positiva (le fibre tese sono quelle inferiori) variabile con le condizioni di volo e relative vibrazioni, quella negativa che si verifica alla "toccata di atterraggio", la torsione conseguente all'azionamento degli alettoni e quella legata alle variazioni di velocità

- ✈ per la fusoliera pressurizzata, la serie di espansioni-contrazioni che si verificano in seguito alla salita in alta quota e la successiva discesa, per la fusoliera, in genere, torsione conseguente all'azionamento del timone di direzione

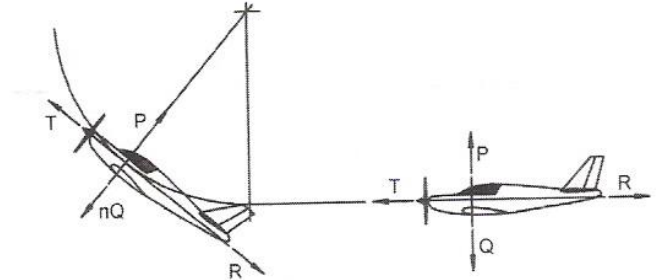
- ✈ per la deriva, la flessione dovuta all'azionamento del timone di direzione;

- ✈ per il carrello, infine, la compressione della struttura e la flessione delle gambe che si verificano ad ogni atterraggio del velivolo.

1.4 Il fattore di carico

In volo orizzontale uniforme un velivolo è soggetto ad un sistema di forze in equilibrio, dove il peso è equilibrato dalla portanza e la spinta dalla resistenza. Questa situazione di equilibrio può essere modificata solo da azioni "squilibranti" dovute:

- al pilota che agisce sulla spinta del motore o sulle superfici di comando;
- alla variabilità delle condizioni atmosferiche e quindi dalla presenza di eventuali raffiche.



A seguito di queste forze sbilancianti la massa del velivolo è sottoposta ad accelerazioni che danno

luogo a forze di inerzia che andranno ad aggiungersi alle forze di massa (peso) e pertanto avremo un peso apparente del velivolo (risultante delle forze esterne agenti) che risulta diverso da quello reale. Questo significa che le strutture e lo stesso pilota vengono sottoposti a sollecitazioni che sono più gravose di quelle previste.

Indicando con a l'accelerazione del baricentro del velivolo e con g quella di gravità in un riferimento inerziale, si definisce **fattore di carico** la quantità:
$$\bar{f} = \frac{\bar{g} - \bar{a}}{\bar{g}}$$

Si tratta di un vettore che in una terna inerziale, avente x come asse di rollio, y quello di beccheggio e z di imbardata, avrà le seguenti componenti:

$$f_x = \frac{g_x - a_x}{g} = \frac{T - R}{Q} \quad \text{detta fattore di carico longitudinale}$$

$$f_y = \frac{g_y - a_y}{g} = \frac{Y}{Q} \quad \text{detta fattore di carico trasversale}$$

$$f_z = \frac{g_z - a_z}{g} = \frac{P}{Q} \quad \text{detta fattore di carico normale o verticale.}$$

Ovviamente tutte le componenti sono importantissime in fase di calcolo e di verifica delle strutture, tuttavia per la particolare geometria del velivolo la direzione più delicata al fine della determinazione della massima sollecitazione ammissibile è quella verticale ed alla componente del fattore di carico lungo l'asse z si dà il nome **coefficiente di contingenza $n = f_z$** . Il valore del fattore di contingenza indica quante volte il peso apparente è superiore o inferiore al peso reale mentre è pari ad 1 quando il velivolo è in volo orizzontale uniforme. Chiaramente in volo rovescio il coefficiente di contingenza assume valori negativi.

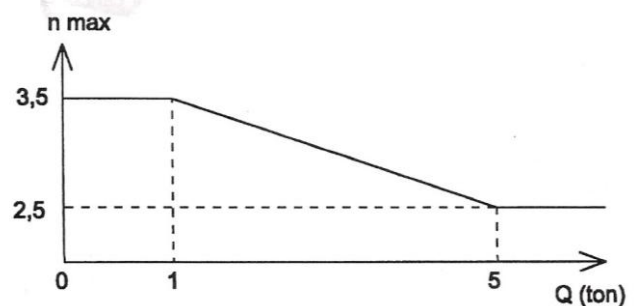
Su molti velivoli (in genere quelli acrobatici, i caccia, ...) è installato un accelerometro, tarato in g , il cui indicatore identifica il fattore di carico istantaneo (ad es. se esso indica $2g$ vuol dire che $n = 2$).

Se durante il volo, per qualche ragione, si superano i valori limiti (positivo e negativo) stabiliti per n , occorre immediatamente registrarlo sul libretto di volo e si ha la scadenza automatica del certificato di navigabilità del velivolo, che non potrà più volare finché non è stato controllato e dichiarato nuovamente idoneo al volo dalla struttura abilitata.

Le accelerazioni sono considerate positive se agiscono nella direzione "testa-piedi", negative se agiscono in verso opposto. Le accelerazioni negative sono molto più pericolose di quelle positive sia per il pilota che per la struttura del velivolo, e ciò spiega perché i rispettivi valori limiti sono molto differenti.

I valori limiti del fattore di carico vengono in genere fissati dai regolamenti a seconda della categoria di appartenenza del velivolo ed in base al peso dello stesso. Per i velivoli civili, si può considerare per il fattore di carico limite positivo, la seguente tabella che in forma di grafico assume la forma:

peso in tonnellate q	fattore di contingenza n_{max}
$Q \leq 1$	$n_{max} = 3,5$
$1 < Q \leq 5$	$n_{max} = 3,75 - 0,25 Q$
$Q > 5$	$n_{max} = 2,5$



Dal grafico si evince che, per i velivoli civili, il fattore di contingenza massimo è 3,5 per i velivoli con peso ≤ 1000 kg per poi diminuire linearmente fino al valore di 2,5 per velivoli con peso $>$ di 5000 kg.

Discorso a parte per i velivoli militari e per quelli acrobatici, per i quali nella direzione verticale è ammissibile un fattore di contingenza che può arrivare fino a 9, ma in tal caso, intervengono prima i limiti fisiologici del corpo umano che, per un pilota con tuta anti-g, nella direzione testa-piedi limitano il fattore di carico al valore 8, valore che può esser tollerato solo per brevissimi istanti prima che si verifichino gravi conseguenze sul pilota. Infatti quando il corpo umano è soggetto a g positivi (ovvero accelerazioni nella direzione testa-piedi che si verificano ad esempio durante le virate, le richiamate al termine di una picchiata, il looping, il tonneau,...) il sangue defluisce dalle parti superiori a quelle inferiori e già quando il fattore di carico vale 5 cominciano a manifestarsi disturbi alla vista, che con l'aumentare del fattore di carico portano prima alla visione nera con perdita di coscienza, per poi, in corrispondenza del limite fisiologico di 8, originare problemi in termini di circolazione sanguigna al cervello che possono portare fino alla morte.

Le accelerazioni negative, ovvero quelle nella direzione piedi-testa (che si verificano ad esempio in volo rovescio, all'inizio delle picchiate,...) comportano invece una anormale flusso del sangue dai piedi alla testa, è già quando il fattore è $n=-1$ cominciano a manifestarsi i primi sintomi di pesantezza della testa mentre in corrispondenza del limite fisiologico, che ora è -3, si possono verificare emorragie nei vasi capillari con perdita di coscienza irreversibile del pilota.

A differenza della componente verticale, le altre componenti del fattore di carico risultano molto ben tollerate dall'uomo, ad esempio nella direzione sterno-schiena si possono tollerare accelerazioni di 10g anche per qualche minuto. Questo spiega il perché durante il lancio dei vettori spaziali, l'equipaggio è sdraiato, in modo da assorbire l'accelerazione del lancio in direzione sterno-schiena e non in quella verticale testa-piedi.

1.5 Calcolo del fattore di carico in richiamata

La richiamata è quella manovra che si effettua a seguito di un picchiata per riportare il velivolo, o in condizioni di volo rettilineo, o in quelle di volo rettilineo in salita. In tale manovra il velivolo percorre una curva di raggio R che raccorda una traiettoria in discesa con una in salita e nella quale si manifestano forze inerziali come la forza centrifuga. La condizione più gravosa per la struttura dell'aereo è quella corrispondente al punto finale della richiamata, nel quale l'equilibrio verticale tra le forze si ha quando:

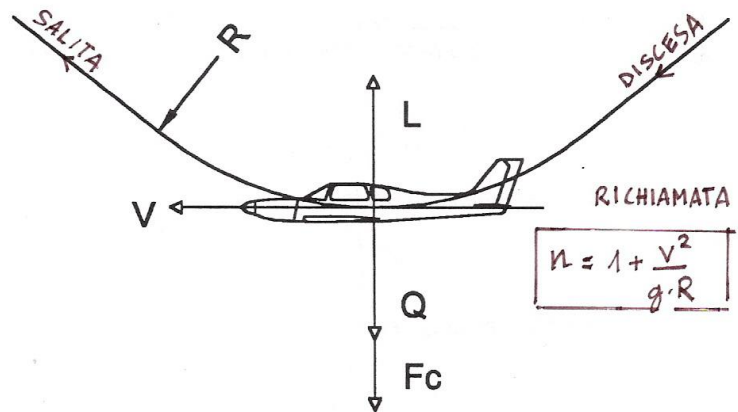
$$L = Q + F_c$$

Poiché peso e forza centrifuga si calcolano, rispettivamente, con $Q = mg$ e $F_c = \frac{mv^2}{R}$

sostituendo nella espressione del fattore di contingenza si ottiene:

$$n = f_z = \frac{L}{Q} = \frac{Q + F_c}{Q} = \frac{mg + \frac{mv^2}{R}}{mg}$$

e in definitiva
$$n = 1 + \frac{v^2}{g \cdot R}$$



L'accelerazione massima (raggiungimento di

n_{max}) si verifica quando si effettuano richiamate violente (ovvero con piccolo raggio di curvatura ed elevata velocità) oppure quando si agisce sulla barra "a scatti" e il pilota percepisce l'entità di tali accelerazioni attraverso le sollecitazioni fisiologiche che esso risente e per l'elevato sforzo di barra necessario per azionare l'equilibratore.

Invertendo la formula si ottiene per il raggio di richiamata l'espressione
$$R = \frac{v^2}{g \cdot (n - 1)}$$
.

Questo significa che, poiché in base alla categoria di appartenenza del velivolo esiste un massimo valore del fattore di carico da non superare mai per non compromettere la resistenza strutturale del velivolo, ci dovrà essere un minimo valore del raggio di richiamata $R_{min\ strut}$ al di sotto del quale non si può scendere e che si può calcolare con la relazione:
$$R_{min\ strut} = \frac{v^2}{g \cdot (n_{max} - 1)}$$
.

Si osservi inoltre che, poiché il velivolo non può superare l'angolo di incidenza critica per non stallare, ci dovrà essere anche un raggio minimo di richiamata di natura aerodinamica. Ovviamente se l'aereo è ben progettato dovrà risultare $R_{min\ strut} < R_{min\ aer}$ in modo che, quando si aziona l'equilibratore a fondo corsa per curvare, la limitazione aerodinamica interviene facendo stallare l'aereo prima che si raggiungono valori del fattore di carico tali da danneggiare la struttura.

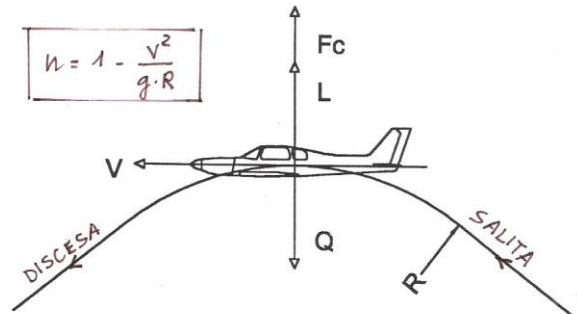
Procedendo in maniera analoga a quanto sopra esposto si dimostra che, se si effettua la stessa manovra di richiamata in volo rovescio, si ottiene per il fattore di contingenza l'espressione
$$n = -1 - \frac{v^2}{g \cdot R}$$
.

Calcoliamo adesso il fattore di carico, in una manovra simmetrica alla richiamata, quando cioè il velivolo percorre una traiettoria a forma di arco tra una salita ed una successiva discesa.

Nel punto più alto, l'equilibrio verticale si raggiunge quando risulta $L=Q-F_c$ e pertanto si può scrivere:

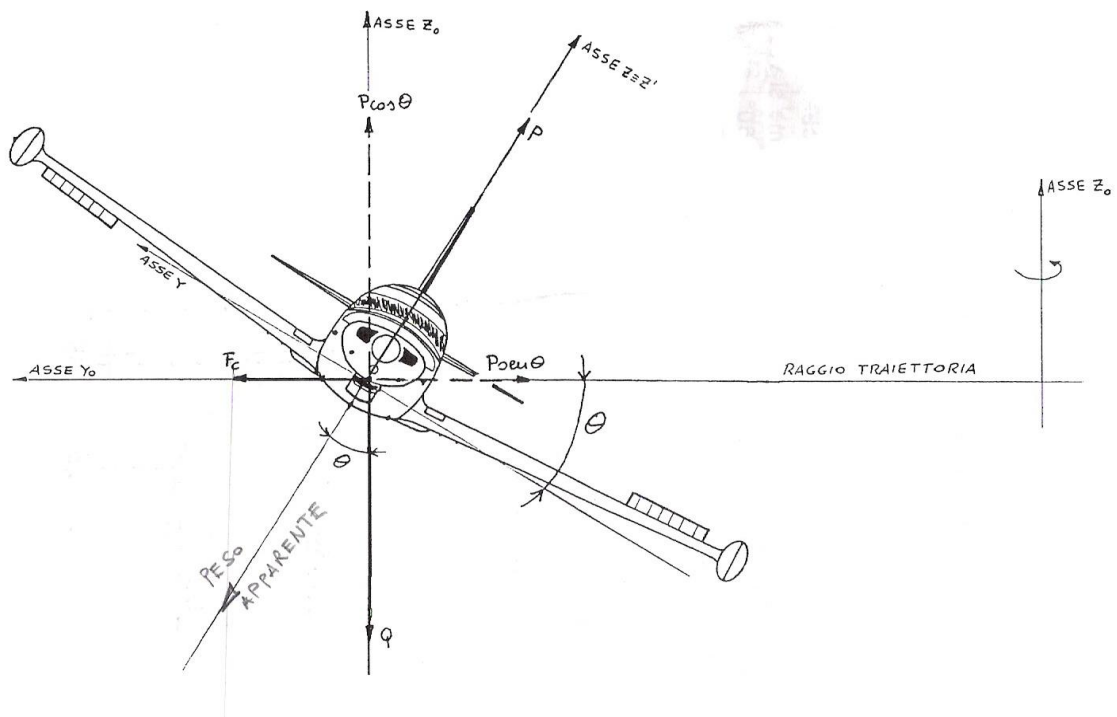
$$n = f_z = \frac{L}{Q} = \frac{Q - F_c}{Q} = \frac{mg - \frac{mv^2}{R}}{mg} = 1 - \frac{v^2}{g \cdot R}$$

Procedendo in maniera analoga a quando appena fatto, si dimostra che, se si effettua la stessa manovra di in volo rovescio, si ottiene per il fattore di contingenza l'espressione $n = \frac{v^2}{g \cdot R} - 1$



1.6 Calcolo del fattore di carico in una virata corretta

Una virata si dice corretta quando il velivolo percorre una traiettoria curva mantenendo quota e raggio costanti. Rispetto al volo orizzontale uniforme, una virata corretta può essere effettuata sia a velocità costante che ad assetto costante. Nel primo caso, per non perdere quota, si dovrà aumentare necessariamente l'assetto fino al valore $C_{PV} = n \cdot C_{PVROU}$, mentre nel secondo caso, si dovrà aumentare la velocità fino al valore $V_v = \sqrt{n} \cdot V_{VROU}$.



In una virata siffatta la risultante del peso e della forza centrifuga (detta peso apparente) giace nel piano di simmetria del velivolo ed è quindi uguale ed opposta alla portanza. Si può pertanto scrivere:

$P = \sqrt{Q^2 + F_c^2} = \sqrt{Q^2 + \left(\frac{mv^2}{R}\right)^2}$ e poiché $m = Q/g$, sostituendo, sarà:

$$P = \sqrt{Q^2 + \left(\frac{mv^2}{R}\right)^2} = \sqrt{Q^2 + \left(\frac{Qv^2}{gR}\right)^2} = \sqrt{Q^2 + \frac{Q^2 v^4}{(gR)^2}} = Q \sqrt{1 + \left(\frac{v^2}{gR}\right)^2}$$

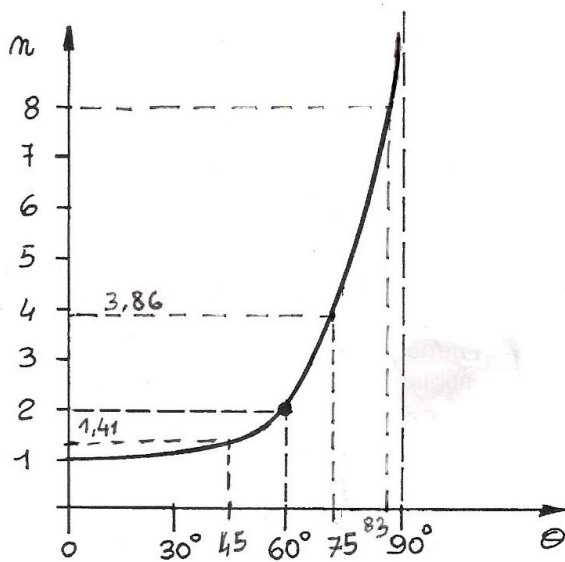
Essendo $n = f_z = \frac{P}{Q}$ si ottiene in definitiva $n = \sqrt{1 + \left(\frac{v^2}{g \cdot R}\right)^2}$

E' possibile, inoltre, calcolare il raggio della virata invertendo la formula. Si ottiene in tal modo

$R = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}$ Anche qui valgono analoghe considerazioni sull'esistenza di un raggio minimo di virata

legato sia a limitazioni di carattere strutturale (raggiungimento di n_{max}) che a limitazioni di natura aerodinamica (raggiungimento dello stallo).

Nella virata corretta esiste anche un'espressione che lega il fattore di carico raggiunto all'angolo di bank (inclinazione trasversale delle ali). Infatti poiché dall'equilibrio verticale risulta $Q = P \cos \vartheta$ si ottengono:



$$n = \frac{P}{Q} = \frac{1}{\cos \vartheta} \quad \text{e} \quad \vartheta = \arccos \frac{1}{n}$$

Pertanto in virata il fattore di carico verticale è tanto più grande quanto più è inclinato il velivolo, ad esempio, quando l'angolo di bank $\vartheta = 60^\circ$ si ottiene $n=2$, questo significa che in una simile manovra la struttura del velivolo e il pilota subiscono un raddoppio delle condizioni di carico rispetto a quelle caratteristiche del volo orizzontale. Oltre tale valore, n aumenta notevolmente se si superano i 70° per tendere all'infinito quando $\vartheta = 90^\circ$.

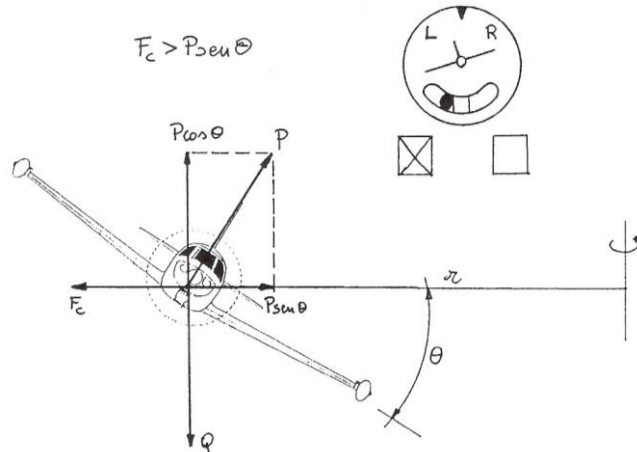
Le differenti categorie di velivoli hanno perciò una limitazione di carattere strutturale per quanto riguarda la virata, ad esempio per la classificazione prevista dalle norme delle FAR 23 (cfr. l'Unità 2 del Modulo E), esse si possono sintetizzare nella seguente tabella.

CATEGORIA	n_{max}	ϑ_{max}
NORMAL (normale)	$n = 3,8$	$74,7^\circ$
UTILITY (semiacrobatica)	$n = 4,4$	$76,8^\circ$
ACROBATIC (acrobatica)	$n = 6,0$	$80,4^\circ$

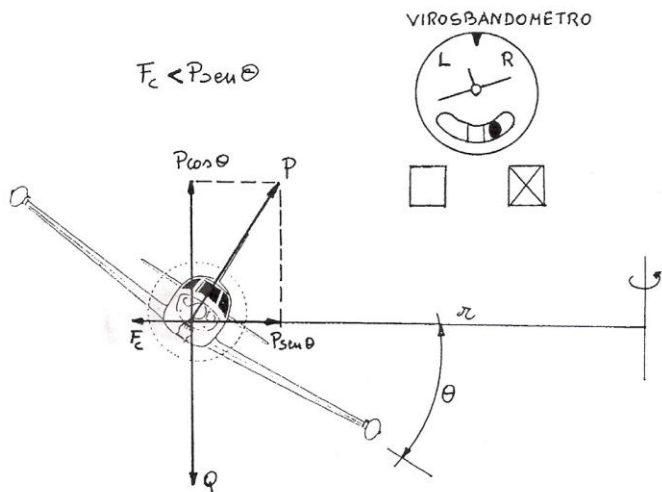
.... e se la virata non è corretta

Non sempre azionando semplicemente gli alettoni risulta soddisfatto l'equilibrio delle forze agenti lungo l'asse y ($F_c = P \sin\theta$). Si possono presentare, infatti, due casi:

a) Se $F_c > P \sin\theta$ si ha una DERAPATA ed il velivolo tende ad allargare la virata. In tal caso il pilota deve agire sul timone in modo da ruotarlo verso l'interno della virata creando una devianza che sommata alla componente della portanza $P \sin\theta$ deve bilanciare la forza centrifuga.



b) Se $F_c < P \sin\theta$ si ha una SCIVOLATA ed il velivolo tende a stringere la virata diminuendo sempre di più il raggio della traiettoria. In tal caso il pilota deve agire sul timone in modo da ruotarlo verso l'esterno della virata creando una devianza che sommata alla forza centrifuga deve bilanciare la componente orizzontale della portanza.



In entrambi i casi il pilota si rende conto della situazione osservando la posizione della pallina nel virosbandometro (in una si avrà la pallina spostata verso il centro della traiettoria, nel caso di derapata, e la pallina spostata verso l'esterno in caso di scivolata. Il pilota dovrà in entrambi i casi azionare il timone, agendo sulla pedaliera, ricordandosi della regola " *piede scaccia pallina*".