

della semicella nottorante, si ha un pitting verso l'alto dell'elisione della semicella nottorante, mentre l'elisione dell'altra semicella pedia in basso - ciò genera un momento di rotazione opposto all'effetto elicoidale, il che è INSTABILIZZANTE. Per evitare che ciò accada è necessario BLOCCARE GLI ALZETTONI impostando

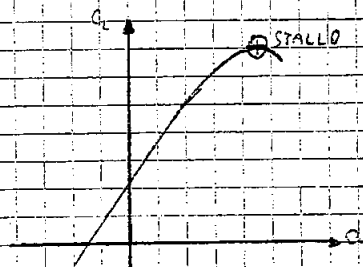
$$C_{L_0} = 0$$

ARRICCIANDO L'ASSE DI CERNIERA, anche se in realtà è accettabile anche un C_{L_0} leggermente negativo, perché gli atrioli inferiori tendono a frenare la rotazione dell'elisione. Per concludere bisogna dire che nel grafico $P(V)$ riportato nella pagina precedente sono presenti due curve, una relativa al caso in cui la velocità di volo è minore della V_{st} ed una relativa ad una velocità compresa tra la V_{st} e quella di transizione di comando. In particolare, quest'ultima curva, che tiene conto degli effetti della torsione e degli sfarfi di bordo, non raggiunge il massimo valore possibile della velocità di volo perché l'efficienza degli elisoni è minore di quella massima.

11/11/08

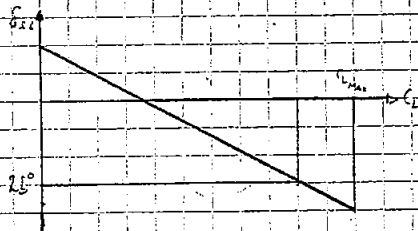
LO STALLO

Lo STALLO è per definizione QUEL FENOMENO AERODINAMICO CHE SI VERIFICA QUANDO IL FLUSSO SEPARA IN MODO MACROSCOPICO DAL DORSO DEL PROFILO (cioè separa per il 70-80% della corda del profilo e perdura dal bordo d'uscita). Il fenomeno dello stallo è evidenziato nelle curve del coefficiente di portanza dal punto in cui il C_L è massimo.



LA VELOCITA' DI STALLO

Si può pensare che la velocità di stallo sia per definizione la velocità alla quale si verifica il fenomeno fisico dello stallo, ma ciò non è vero, perché lo stallo è univocamente definito, ma non la velocità di stallo, poiché lo stallo si può avere in condizioni di fattore di carico unitario ma anche in condizioni di fattore di carico diverso da 1, tanto è che nel punto "A" del diagramma di manovra che corrisponde ad un fattore di carico pari a quello limite, il velivolo sta stalloando. Se si assume $n=1$ si potrebbe pensare di definire la velocità di stallo come la velocità minima di sostentamento del velivolo, ma anche in questo caso la definizione non è corretta, perché la velocità minima di sostentamento può verificarsi anche quando il velivolo non stallo, ad esempio per un effetto del comando longitudinali ovvero se l'angolo di deflessione dell'equilibratore "si" è quello di calibramento "ii" non sono tali da portare il velivolo all'assetto di stallo.



In questo caso non si raggiunge lo stallo aerodinamico, che si ha in corrispondenza del $C_{L_{max}}$ poiché il punto dove dell'impennaggio osservabile è di 25° mentre il $C_{L_{max}}$ si otterrebbe con una deflessione maggiore. La NORMATIVA DI AERONAVIGABILITA' non definisce la velocità di stallo, bensì il suo SIMBOLO, che è

1) V_{st} per i VELIVOLI GRANDI

2) V_{st_0} per i VELIVOLI LEGGERI in CONFIGURAZIONE DI ATTERRAGGIO e V_{st} nelle altre condizioni

In particolare si può dire che "LA V_{st} (V_{st_0}) È LA VELOCITA' DI STALLO EFFETTIVO SE RAGGIUNGIBILE OPPURE LA MINIMA VELOCITA' ALLA QUALE IL VELIVOLO È GOVERNABILE SU TRE ASSI IN CONDIZIONE DI VOLO UNIFORME (e.g. $n=1$)".

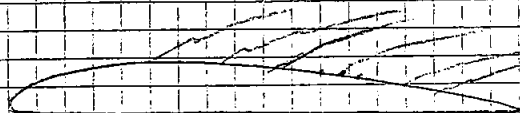
Possibile dire che LA VELOCITA' DI STALLO E' LA MINIMA VELOCITA' DI SOSTENTAMENTO DI UN AEREO A FATTORE DI CARICO UNITARIO IN CONDIZIONE DI VOLO GOVERNABILE (si noti che con questa definizione si scompone qualsiasi riferimento allo stallo aerodinamico).
Le normative, poi, PREMISSE ANCHE LA CONFIGURAZIONE allo quale si ha lo stallo, ovvero fornisce le conclusioni in corrispondenza delle quali si deve verificare lo stallo, che sono le seguenti:

- 1) il peso deve essere il PESO MASSIMO nella FASE ANALIZZATA (sollecitazione, ascesa, manovra...);
- 2) il BARICENTRO deve stare nella POSIZIONE PIU' SFAVOREVOLE;
- 3) la POTENZA DEL MOTORE deve essere MINIMA, cioè la manetta deve stare inchiodata col il peso dell'elica deve essere tale che questa non spinga né tira.

A ben vedere anche la definizione fornita dello stallo non è perfetta, perché si riferisce ad una CONDIZIONE DI VOLO UNIFORME ($\alpha=0$) che NON SI PUO' OTTENERE, perché quando si toglie potenza al motore, tirando indietro la manetta, il velivolo tende a ridurre la quota ed a diminuire la velocità.

LA "STALL MANOEUVRE"

Le normative internazionali oltre a definire cosa sia la velocità di stallo e la configurazione che deve assumere anche come deve essere effettuata la manovra di stallo, detta STALL MANOEUVRE, per ottenere la certificazione. Tale manovra, cui è associato un fattore di carico leggermente diverso da 1, si effettua assumendo una VELOCITA' TRIMATA, ovvero tale da garantire l'equilibrio del velivolo a comando libero. Raggiunta una certa velocità di trimmaggio si toglie potenza al motore e si RIDUCE LA VELOCITA' CON UNA DECELERAZIONE CHE NON DEVE SUPERARE $1 \text{ Kn}/\text{sec}$. E' bene per ottenere un fattore di carico unitario mentre il velivolo perde quota il pilota deve tirare la barra e contemporaneamente l'assetto perché la velocità si diminuisce dal momento che il pilota toglie manetta, il che significa che il moto non è uniforme e ciò contrasta con la definizione di V_{stall} . Quando il pilota tira la barra e si ha separazione sul profilo alare e si compaiono dei fenomeni istantanei, cioè VIBRAZIONI, perché il punto di separazione sul profilo (carico le due di separazione nell'ala) si sposta nel tempo.



Lo spostamento del punto di separazione produce un aumento di una riduzione della portanza ed assetto costante e questo fenomeno è stato più importante quanto più l'assetto è elevato. Anche il fatto che lo STALLO E' ASIMMETRICO eccitare il fenomeno istantaneo di venimento delle portanze si descrive col il fatto che lo stallo si manifesta in modo sostanziale per i velivoli monoplano, in passato la rottura dell'ala avviene alla velocità tangenziale superiore a quella normale e disordinata sull'ala. Ciò fa sì che nella prima semiala l'angolo d'attacco critico è minore e nell'elica si verifica per cui la prima semiala tende a stallare prima della seconda e quindi si verifica un momento di rollio.

STALL
DOPO

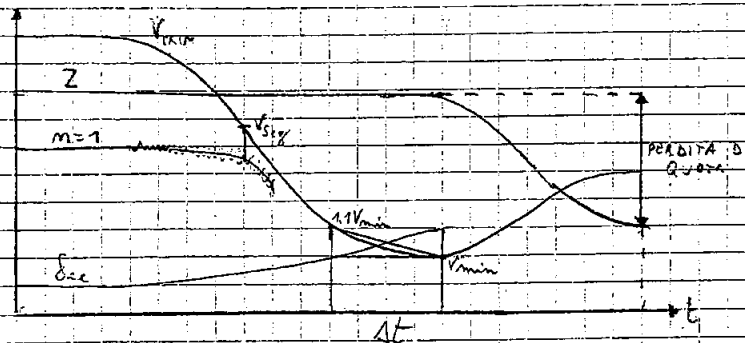


STALL
PRIMA

Associato al momento di rollio c'è un'imbardata estrema, dovuta alla differenza tra le resistenze indotte delle semiali, per cui l'ala ed il comando sono rollio più velocemente di quanto non ambino perché il momento di imbardata associato al rollio è molto minore di quello associato all'imbardata.

Tutto ciò si ripete che DURANTE LO STALLO IL PILOTA DEVE CONDURRE TUTTI E TRE GLI ASSI DI RIFERIMENTO AZIONANDO ANCHE IL TIMONE DI CODA.

E' possibile rappresentare su un diagramma temporale l'andamento della velocità di trimmaggio, della quota di volo, del fattore di carico e delle deflessioni dell'equilibratore che garantisce l'equilibrio.



Da tale diagramma si vede che più grande dello in precedenza, il fattore di carico "n" non è un valore costante e pari a 1, bensì è una terna variabile nel pieno del volo medio n=1 con compenso dell'oscillazione variabile e crescente alla vicinanza dello stallo.

All'incirca punto il valor medio del fattore di carico si RIDUCE VELOCEMENTE e quando cioè accade si è raggiunta una VELOCITÀ MINIMA DI SOSTENTAMENTO di volo, assunto $n \approx 1$.

La velocità in corrispondenza della quale si verifica la brusca riduzione del fattore di carico è nota come VELOCITÀ "G-BREAK" e si indica con il simbolo

$$V_{g-b}$$

Il regolamento consente, tuttavia, di assumere una velocità di stallo MINORE della V_{g-b} , anche se ciò può sembrare strano, nel momento che, per definizione, la velocità di stallo è quella minima in corrispondenza della quale il velivolo è governabile e fattore di carico unitario.

Per capire perché sia consentita una velocità di stallo minore di V_{g-b} si deve considerare il fatto che a seconda di come si tira la barra è possibile raggiungere tante velocità di stallo perché in seguito alla decelerazione imposta al velivolo si produce una forza d'inerzia che "spinge" il velivolo mentre questi rallenta e mantenendolo a quota costante.

Al limite, se si tira molto intensamente la barra si può anche portare il velivolo ad una velocità di stallo nulla se si riesce a mettere il velivolo in verticale (menziona della "candela").

Il regolamento, però, impone che la DECELERAZIONE NON DEVE ESSERE MAGGIORE DI 1 knot/sec, nel senso che raggiungendo una certa velocità minima, detta velocità deve essere stata raggiunta con un rateo di decelerazione non superiore a 1 knot/sec.

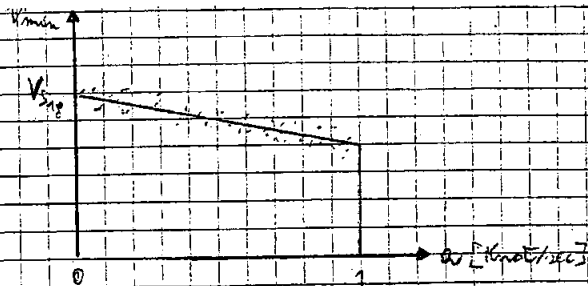
$$\frac{1.1 V_m - V_m}{\Delta t} \leq 1 \text{ knot/sec}$$

perché si è visto che al di sotto di quel rateo di decelerazione non c'è molta differenza tra la velocità "g-break" e quella minima, per cui la decelerazione è piccola ma è sufficiente come massimo valore consentito.

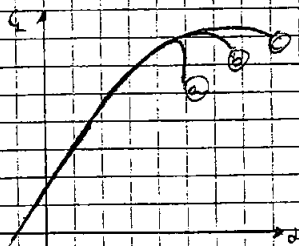
I piloti più esperti se conoscono la velocità di stallo presumibile (poniamo $V_s = 100 \text{ knots}$) iniziano a contare alle rovesce in corrispondenza di una velocità pari a quella di stallo stimata maggiorata di 10 unità (nel nostro caso 110 knots) ed effettivamente contando alle rovesce e memorizzando la banca di conseguenza si verifica che l'aereo stalla quando il count-down è arrivato a zero e così si conosce il fatto che decelerando si genera una forza d'inerzia orizzontale che, fungendo da spinta, consente al velivolo di stare in orizzontale sebbene la portanza non equilibri il peso (perché $n < 1$).

RIPILOGANDO si può dire che la V_s è la velocità di stallo effettiva se raggiungibile oppure è la velocità minima di sostentamento controllabile sui 3 assi. La verifica della velocità di stallo è effettuata con una manovra di ingresso nello stallo con un "entry rate" dello stallo non superiore a 1 knot/sec.

È possibile diagrammare la velocità minima che si ottiene nella prova di volo el veniere della decelerazione ottenendo una nube di dati che si dispongono su una curva grosso modo sotto il cui massimo si ha la corrispondenza della decelerazione nulla e che è pari alla velocità "g-break".



Questo la decelerazione è nulla la velocità minima è la massima possibile perché non si beneficia della decelerazione inerziale. Per questo motivo le squadre che sono interessate alla massima velocità massima possibile sono interessate a effettuare le prove di stallo con una decelerazione pari a 1 knot/sec perché è la massima decelerazione consentita dalla norma, anche se per rispettare la definizione si dovrebbe effettuare lo stallo con una decelerazione nulla. Il rapporto tra la velocità di "q-brake" e la minima raggiungibile dipende dal **PROFILO ALARE MONTATO**, perché in base al profilo montato si possono avere diversi tipi di stallo.



In particolare si può dire che

- 1) un profilo che segue lo stallo di tipo (A) è tale che

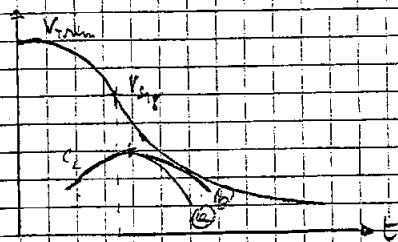
$$\frac{V_{stg}}{V_{min}} \approx 1 \text{ (un po' maggiore di 1)}$$

- 2) un profilo che segue lo stallo di tipo (B) è tale che

$$\frac{V_{stg}}{V_{min}} > 1$$

nel senso che la perdita di portanza è più marcata, per cui si può raggiungere una velocità minima minore.

Il tipo di profilo montato influenzerà anche la variazione del C_L in funzione del tempo.



In particolare si nota che il **MASSIMO VALORE DEL C_L** , che si esprime come

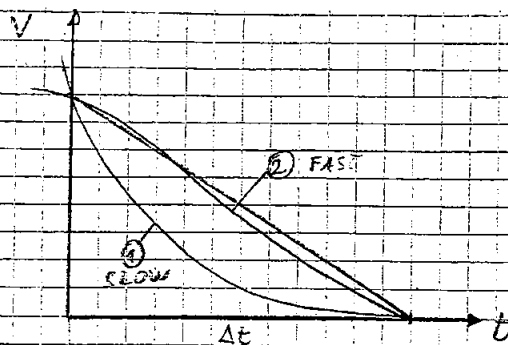
$$C_L = \frac{m W}{\rho S}$$

si ottiene un po' dopo la V_{stg} , perché bisogna considerare gli effetti di inerzia.

A un certo punto però, il C_L tende a diminuire perché si riduce il valore del fattore di carico e la riduzione del C_L nel tempo dipende dal profilo montato.

MANOVRA DI STALLO "SLOW" E "FAST"

La velocità di stallo di un velivolo è molto difficile da determinare esattamente perché per rispettarlo l'entità di 1 knot/sec si possono seguire varie zone di decelerazione.



La MANOVRA ①, nota come MANOVRA "SLOW", è tale che la BARRA È AZIONATA CON FORZA ALL'INIZIO E POI PIÙ DOLCEMENTE.

Viceversa, la MANOVRA ②, detta MANOVRA "FAST", è ottenuta con una MANOVRA DI BARRA PIÙ FORTE ALLA FINE e più dolce all'inizio.

Cio' comporta che quando si effettua una manovra "fast" la VARIAZIONE DI ENERGIA CINETICA È MAGGIORE, il che fa sì che LA VELOCITÀ MINIMA OTTENUTA CON UNA MANOVRA "FAST" È DI CIRCA IL 5% MINORE DI QUELLA OTTENUTA CON UNA MANOVRA "SLOW" (vedi report AGARD sul B747).

Cio' spiega perché per superare le prove di stallo si deve:

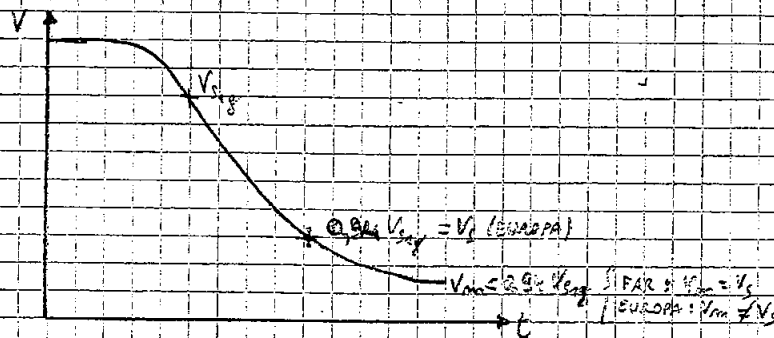
- 1) EFFETTUARE MOLTE PROVE, dato che è praticamente impossibile ripetere due volte la stessa identica manovra, per cui si devono mediare molti valori;
- 2) USARE UN PILOTA DI MEDIA ABILITÀ E NON UN COLLAUDATORE, che può ridurre la velocità minima effettuando una manovra "fast".

In ogni caso, il C_{max} che si ottiene dalle PROVE IN VOLO È MAGGIORE DI QUELLO STIMATO ANALITICAMENTE.

Quest'ultimo, infatti, è quello relativo alla V_{stg} , che può essere maggiore della velocità di stallo anche del 10-15%, per cui il C_{max} effettivo può essere maggiore di quello stimato anche del 20% (cioè $C_{max} = 2.4$ e non $C_{max} = 2$). Il che è un fatto positivo perché dà un certo margine di sicurezza.

Bisogna comunque notare che:

- 1) Le FAR accettano come velocità di stallo qualsiasi velocità minore della V_{stg} ottenuta con un entry-rate non superiore a 1 knot/sec;
- 2) I regolamenti inglesi prima ed europei poi accettano come velocità di stallo una non inferiore al 84% di quella di "stallo", fermo restando che l'entry-rate non deve essere superiore a 1 knot/sec.



È comunque importante notare che NON È MAI POSSIBILE VERIFICARE LA VELOCITÀ DI STALLO IN VOLO UNIFORME, per cui questo valore è utile solo ai fini della determinazione della "natura" di velocità che deve essere a disposizione del velivolo.

LA VELOCITÀ " V_{min} "

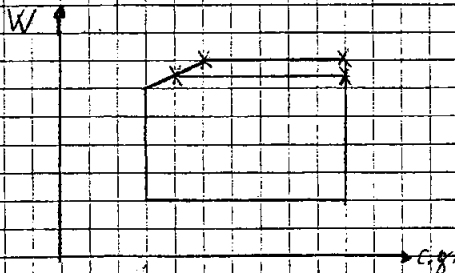
Le prove di stallo dovrebbero essere effettuate anche al suolo, ma per questo tipo di prove si fa riferimento ad un'altra velocità, designata con la sigla " V_{min} " che è quella MINIMA IN CORRISPONDENZA DELLA QUALE IL VEZIVOLO RIESCE A STACCARE LE RUOTE DA TERRA, restando in aria.

La VELOCITÀ DI DISTACCO deve essere MAGGIORE DELLA " V_{min} ".

È possibile anche definire una velocità di stallo al decollo, ma tale velocità va verificata in quota per motivi pratici, per cui prende qualsiasi significato.

DETERMINAZIONE DELLA POSIZIONE PIU' GRAVE DEL BARICENTRO

Le prove di stallo vanno effettuate con il MASSIMO PESO POSSIBILE IN UNA DATA CONDIZIONE e con la POSIZIONE DEL BARICENTRO PIU' SFAVOREVOLE, che e' la SICCELIERE tra la MASSIMA POSIZIONE AVANZATA e quella MASSIMA ARRETRATA



A priori NON SI PUO' DIRE QUALE DELLE DUE POSIZIONI SIA LA PIU' CRITICA, per cui e' necessario effettuare la prova di volo con il baricentro piu' avanzato e piu' arretrato possibile. Entrambe le posizioni possono essere critiche perche'

1) la posizione del BARICENTRO MASSIMO AVANZATO e' relativa alla configurazione per la quale il PIANO DI CODA E' DEPORTANTE, per cui L'ALA DEVE FORMARE PIU' DI QUANDO PESI IL VEICOLO.
la posizione del baricentro massima avanzata, quindi, e' CRITICA PER IL CONTROLLO LONGITUDINALE

2) la posizione del BARICENTRO MASSIMO ARRETRATO e' CRITICA DAL PUNTO DI VISTA DELLA STABILITA' DIREZIONALE.

Quando il velivolo si avvicina allo stallo, infatti, tende a ROLLARE ed ad IMBARBARE e se il rollio e' intenso L'ALA DIVA INCLINARSI COSI' RAPIDAMENTE ED INTENSAMENTE CHE IL PILOTA NON RIESCE A LIVELLARE L'ALA.

la posizione di baricentro massima arretrata e' critica per la stabilita' direzionale perche' questa puo' essere per sua natura diversa ed agitando il baricentro si RIDUCE ANCORA DI PIU' LA STABILITA' per cui e' facile che il velivolo deripi per l'asimmetria dello stallo, il che fa cadere in poco l'effetto elicoidale che fa rollare il velivolo, che e' causa di un'ulteriore perdita di livellamento dell'ala. Di molti piloti si dice che la CONTROLLABILITA' e' da RIFUGIARSI ANCHE AL LIVELLAMENTO DELL'ALA e' necessario sapere se si possa piu' facilmente il livellamento dell'ala o se e' piu' facile che il velivolo precipiti.

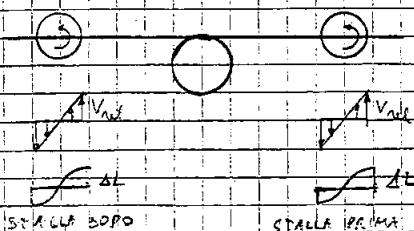
Da questo si deduce che

1) effettuare la prova di stallo con il baricentro massimo avanzato serve a verificare il valore della velocita' in corrispondenza della quale il centro di pressione dell'ala coincide col il velivolo, quindi e' possibile a richiesta della portanza il velivolo perde quota e si acquista velocita', per cui e' controllabile, ma nell'istante in cui perde quota e' di controllare in controllabile, per cui in quell'istante si e' raggiunta la velocita' minima di sostentamento dell'aereo e fallire di controllo unitario in condizioni di volo governabile;

2) effettuare la prova di stallo con il baricentro massimo arretrato serve a verificare il valore della velocita' in corrispondenza della quale l'angolo di attacco e' superiore a 30°, valore oltre il quale si considera ingovernabile l'aereo.

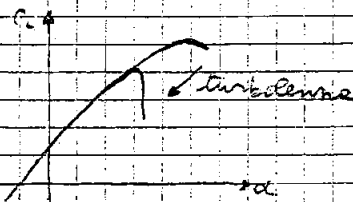
La VELOCITA' DI STALLO del velivolo e' la MINIMA VELOCITA' tra le due ricercate effettuando le suddette prove

La perdita di governabilita' al rollio del velivolo e' evidente facilmente nei VELIVOLI BIMOTORI, che sono ASIMMETRICI e rispetto alla rotazione delle eliche



In questo caso la rotazione della portanza rimane rollio notevole e si immerge anche l'imbarbatura e l'effetto elicoidale si puo' perdere velocemente l'equilibrio

La più brava considerazione il fatto che la SCIA DELL'ELICA, che è MOLTO INTENSA perché per normativa l'elica deve essere FRENANTE e in trasparenza genera MOLTA TURBOLENZA, il che ANTICIPA LO STALLO.



Gli effetti della scia sono complessi da studiare perché la turbolenza non è distribuita uniformemente sull'ala, comunque si può dire che se l'elica è SPINGENTE la SITUAZIONE MIGLIORE e per questo la normativa impone che l'elica sia frenante ed in trasparenza, così da considerare il caso peggiore. Nel caso di VEICOLI A GETTO vengono meno questi problemi, più comunque si è in una situazione critica perché manca la spinta del motore. In GENERALE si può dire che:

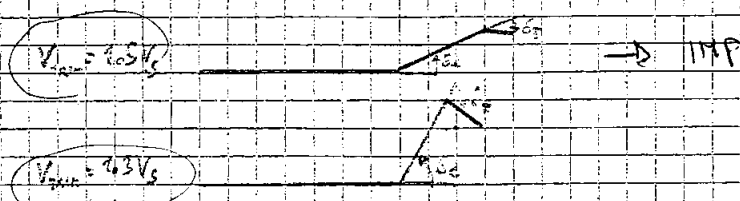
1) IL BARICENTRO AVANTI È SFAVOREVOLE PER IL GOVERNO LONGITUDINALE.

2) IL BARICENTRO ARRETRATO È SFAVOREVOLE PER IL GOVERNO LATERALE.

E solitamente la POSIZIONE ARRETRATA DEL BARICENTRO È SFAVOREVOLE QUANDO LA STABILITÀ DIREZIONALE È BASSA RISPETTO A QUELLA LATERALE ($C_{m0}/C_{n0} < 1$) e anche se qualcosa non esistesse il piano verticale di coda il velivolo non stallerebbe ma si limiterebbe ad entrare in rollio.

SCELTA DELLA VELOCITÀ DI IMMAGGIO INIZIALE

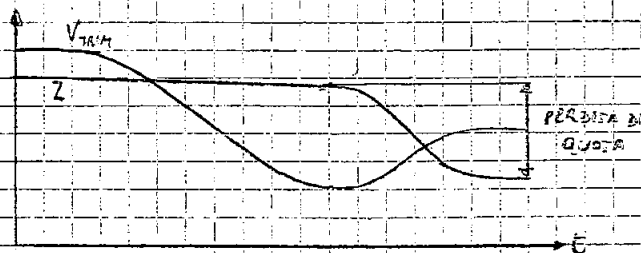
Con il passare del tempo si è spesso variato il valore della velocità di immersione alla quale iniziare la prova di stallo. In generale si può dire che la velocità di immersione è pari ad una certa percentuale in più della velocità di stallo e quanto più è alta la velocità di immersione meglio è, perché se la V_{ini} è elevata il δ_i ed il δ_e sono PIÙ PICCOLI.



ciò significa che per equilibrare il velivolo partendo da una velocità di immersione bassa si deve deflettere maggiormente l'equilibratore, perché quest'è meno efficace di quello relativo ad una velocità di immersione più elevata dato che l'angolo di deflessione del tab è maggiore.

LA PERDITA DI QUOTA

Per definizione la PERDITA DI QUOTA È LA DIFFERENZA TRA LA QUOTA ALLA QUALE AVVIENE LO STALLO E QUELLA ALLA QUALE IL PILOTA RACQUISTA EQUILIBRIO SENZA USARE LA POTENZA DEL MOTORE, ma semplicemente mettendo il velivolo a proccedere.



La perdita di quota è un parametro molto importante ed è legato al TIPO DI PROFILO MONTATO. In particolare si può dire che:

1) I VEICOLI LEGGERI, che volano a QUOTE BASSE, devono avere una PERDITA DI QUOTA RIDOTTA, per cui devono usare PROFILI CON STALLO NON BRUSCO.

2) I VELIVOLI MILITARI, che volano a quote elevate, possono scendere bruscamente perché possono perdere molta quota.

In ogni caso PER MOTIVI DI SICUREZZA conviene FISSARE IL FONDO COESA delle rispettive modelli (cioè dell'equilibratore) in modo tale che il q_{max} raggiungibile sia MINORE di quello aerodinamico.

L'AVVISO DI STALLO

La normativa prevede che i velivoli siano dotati di un AVVISATORE DI STALLO che entri in funzione in corrispondenza di una velocità MAGGIORE del 5-10% di quella di stallo.

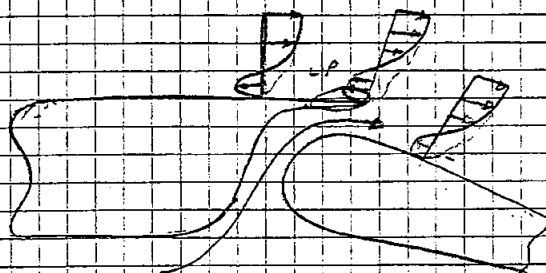
L'avvisatore di stallo deve fornire un SEGNALE VISIVO E SONORO (meglio grandi velocità) e una voce che dice "pull-up" ovvero "Cine" (la barra !!) e meno che il velivolo non sia dotato di un AVVISATORE INTRINSECO, tipico dei VELIVOLI AD ALA BASSA BEN FATTI, per i quali in corrispondenza del q_{max} la SCIA LAMBESCE IL PIANO ORIZZONTALE DI CODA.



in modo tale che il pilota senta un piccolo scuotimento della barra che indichi la prossimità allo stallo.

PRESTAZIONI DI VOLO APPLICATE ALLA PROGETTAZIONE: IL PROGETTO DEL FLAP A SLOT

Un flap a slot realizza un canale attraverso il quale passa il flusso.



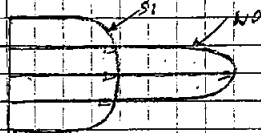
Affinché il flap sia utile il flusso che entra nel canale convergente che si forma tra il componente principale e il flap deve essere IL PIU' POSSIBILE TANGENTE AL FLAP, così da indirizzare il flusso nello slot.

In più il flusso che lambisce il flap deve essere a BASSA PRESSIONE, in modo tale che il flusso sul componente principale non si separi e si ristabilisca il profilo di velocità dello stato limite.

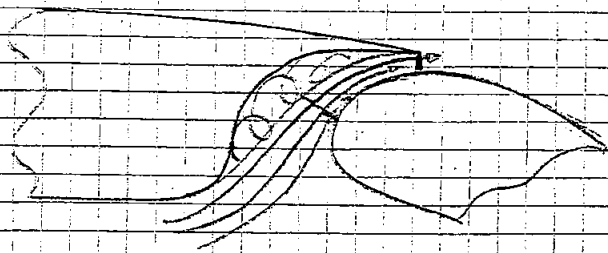
Per progettare un flap con slot, quindi, si devono risolvere accuratamente:

1) L'INDIREZIONE DEL FLUSSO;

2) L'ENTITA' DELLA VELOCITA' MEDIA, che deve essere ELEVATA ed associata ad una PORTATA NOTEVOLTE, perché non deve essere una morsa di soffio, altrimenti lo stato limite demerita gli effetti benefici dovuti alla presenza del flusso.

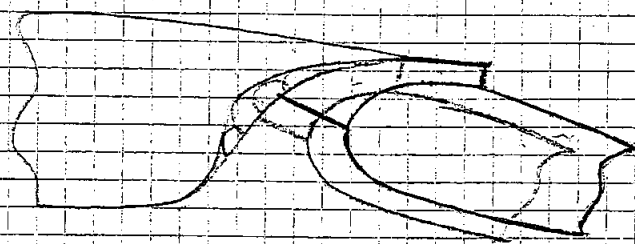


In particolare si può dire che il RAPPORTO DI CONTRAZIONE, pari al rapporto tra la sezione d'uscita del canale e quella di ingresso, deve essere di 2 e 3 e che la sezione d'uscita del canale deve essere sempre superiore al flusso ideale e superiore nel canale, la SEZIONE DI INGRESSO che corrisponde a quella in corrispondenza della quale le linee di corrente sono quasi parallele.



Se si ALLUNGA IL LIP è possibile ARRETRARE IL FLAP, il che consente di AUMENTARE IL C_{ma} perché

- 1) AUMENTA LA CORDA DEL PROFILO.
- 2) AUMENTA IL RAPPORTO DI STRIZIONE, il che rende PIU' EFFICIENTE IL FLAP.



E' comunque difficile allungare il lip perché questa operazione comporta un AUMENTO DEL PESO STRUTTURALE.

13/11/88 (N. colore)

RIEPILOGO GENERALE SUL PUNTO DI PROGETTO

Per stabilire il punto di progetto di un velivolo si deve far riferimento ad una classe di velivoli simili e determinarne, tra le altre cose, il fattore di Oswald col il C_{D0} in particolare.

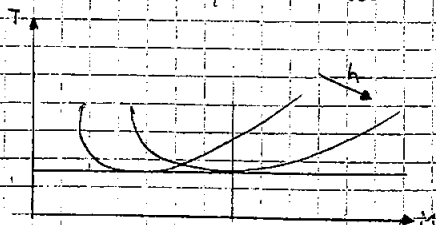
- 1) il fattore di Oswald "i" può essere ricavato a partire dalla conoscenza del ratio di snellezza;
- 2) il " C_{D0} " può essere ricavato dalla conoscenza della velocità di crociera. Il C_{D0} tende a RIDURSI ALL'AUMENTARE DELLA GRANDEZZA DEL VELIVOLO ed in particolare si può dire che vale circa:
 - $C_{D0} = 0.0160$ per un velivolo grande quale l'A330.
 - $C_{D0} = 0.0180$ per un velivolo di medie dimensioni quali il B737.
 - $C_{D0} = 0.0200$ per un velivolo della classe dei regional jet.

Portando i parametri in abito non ricavabili dalla conoscenza dell'autonomia del velivolo, ossia dalle FORMULE DI BRÉGUET.

Il C_{D0} può essere stabilito usando un approccio statistico basato sulla conoscenza del peso al decollo " W_0 ", grazie alla quale è possibile ricavare il coefficiente di resistenza "Swe" sfruttando opportune relazioni statistiche. Fatto ciò, si assume un certo coefficiente di attrito " C_f ", che TENDE A 0.003 ALL'AUMENTARE DELLE DIMENSIONI del velivolo, altrimenti si può pure prendere il che permette di stimare statisticamente l'area parasorta "f". Fatto ciò si può infine calcolare il C_{D0} .

$$W_0 \rightarrow Swe \rightarrow \text{coefficiente } C_f \rightarrow f \rightarrow C_{D0} = \frac{f}{S}$$

Fatto ciò si conosce la potenza del velivolo e si possono ricavare le curve della spinta necessaria e di quelle disponibili al variare della quota e del numero di Mach.



Tali curve, però, valgono solo fino al numero di Mach critico, oltre il quale si devono considerare