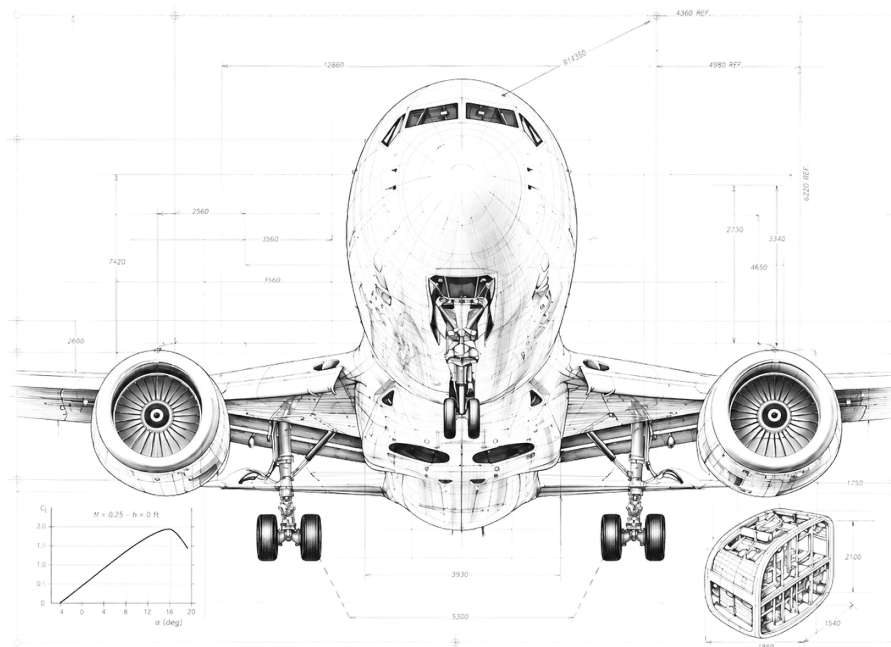


Gli ipersostentatori

*I sistemi di alta portanza:
come l'ala impara ad adattarsi*



Prof. Ing. Biagio Raucci
Costruzioni Aeronautiche — ITIS «E. Majorana»

Monografie di Costruzioni Aeronautiche

Indice

I	Perché esistono gli ipersostentatori	3
	Dove stiamo andando	3
I.1	Il conflitto tra crociera e bassa velocità	3
I.2	Quanto vale la posta in gioco: la velocità di stallo	4
I.3	Classificazione dei sistemi di ipersostentazione	5
I.3.1	Sistemi passivi (incremento passivo della portanza)	5
I.3.2	Sistemi attivi (incremento attivo della portanza)	5
2	I dispositivi del bordo di uscita	6
	Dove stiamo andando	6
2.1	La galleria dei flap	6
2.1.1	Plain flap (flap semplice)	6
2.1.2	Split flap (flap ad intradosso)	6
2.1.3	Slotted flap (flap con fessura)	6
2.1.4	Fowler flap	6
2.1.5	Flap a doppia e tripla fessura	7
2.1.6	Chi monta che cosa: quadro applicativo	7
2.2	Regole pratiche di dimensionamento	8
2.3	I tre meccanismi fisici	8
2.4	Effetto sulla curva di portanza	9
3	I dispositivi del bordo di attacco	11
	Dove stiamo andando	11
3.1	I due meccanismi fisici	11
3.2	La galleria dei dispositivi LE	11
3.2.1	Leading edge slot (fessura fissa)	11
3.2.2	Slat (slotted leading edge flap)	11
3.2.3	Leading edge flap (droop nose)	12
3.2.4	Kruger flap	12
3.3	Effetto sulla curva di portanza dell'ala	12
3.4	Wing strake / Leading Edge Extension (LEX)	13
4	Posizionamento in apertura e superfici mobili	15
4.1	Ipersostentatori e gestione dello stallo	15
4.2	La disposizione delle parti mobili sul bordo di uscita	15
4.2.1	Gli alettoni	15
4.2.2	Gli spoiler	17
4.3	Il progetto dei dispositivi a fessura	17
5	Valutare i numeri: il metodo semi-empirico	19
	Dove stiamo andando	19
5.1	Passo 1 — Lo spostamento di α_{0L}	19
5.2	Passo 2 — L'incremento di $C_{L_{max}}$ dovuto ai dispositivi TE	20
5.2.1	I valori 2D: le tabelle di riferimento	20

5.2.2	Costruire la curva 2D flappata: l'angolo di stallo	21
5.3	Passo 3 — Il contributo dei dispositivi LE	21
5.4	La curva completa e il confronto con la realtà	23
6	I sistemi attivi di incremento della portanza	26
6.1	Vectored thrust (getto orientabile)	26
6.2	Upper Surface Blowing (USB): soffiamento sul dorso	26
6.3	Externally Blown Flaps (EBF)	26
	Il senso di tutto questo	28
	Riferimenti	29

Perché esistono gli ipersostentatori

Dove stiamo andando

Un velivolo da trasporto moderno vive due vite completamente diverse. In crociera vola a 850 km/h a undici metri di quota; pochi minuti prima di toccare la pista, lo stesso velivolo deve sostenersi in aria a meno di 250 km/h. La stessa ala deve funzionare bene in entrambe le condizioni — e le due condizioni chiedono cose *opposte*. In questa monografia scopriremo come i progettisti hanno risolto questo conflitto: dotando l'ala di una *geometria variabile*, cioè dei **dispositivi di ipersostentazione** (in inglese *high-lift devices*). Vedremo che cosa sono, come si classificano, come funzionano fisicamente, dove si montano e — soprattutto — impareremo a *calcolarne l'effetto* con i metodi semi-empirici usati nel progetto preliminare. Come sempre, i conti li faremo davvero, numeri alla mano.

1.1 Il conflitto tra crociera e bassa velocità

Partiamo dall'equazione che governa il volo livellato: in equilibrio la portanza uguaglia il peso,

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L. \quad (1.1)$$

Fissato il peso W , il prodotto $V^2 C_L$ è (a parità di quota) sostanzialmente costante: *se la velocità è alta serve un C_L piccolo, se la velocità è bassa serve un C_L grande*. Da qui nascono due famiglie di requisiti in conflitto.

Requisiti di crociera (alta velocità, bassa resistenza).

- piccola superficie alare S , cioè *alto carico alare* W/S : un'ala piccola pesa meno e resiste meno;
- profili a piccola curvatura, adatti alle alte velocità;
- bassa resistenza aerodinamica;
- portanza generata con *bassi* valori del coefficiente di portanza C_L , proprio a causa dell'alta velocità (si veda l'eq. 1.1).

Requisiti di decollo e atterraggio (bassa velocità).

- alto coefficiente di portanza massimo $C_{L_{\max}}$ e ampia superficie alare, richiesti dalla bassa velocità;
- velocità di stallo più bassa possibile (è la velocità di stallo a fissare le velocità di decollo e di approccio);
- bassa resistenza in decollo (serve accelerare!) ma *alta* resistenza in atterraggio (serve decelerare!);
- buona visibilità del pilota durante l'approccio, il che limita gli assetti a cabrare utilizzabili.

Osservazione

Si noti che per i velivoli da combattimento entra in gioco un terzo attore: i requisiti di *manovrabilità*, che richiedono elevati valori di portanza ad alti angoli di attacco anche in piena velocità. Vedremo che per questa categoria esistono dispositivi dedicati (le estensioni del bordo di attacco, o LEX).

Definizione

I **dispositivi di ipersostentazione** sono organi, fissi o mobili, che modificano temporaneamente la geometria dell'ala per aumentarne la capacità portante alle basse velocità. Essi forniscono all'ala una vera e propria *capacità di adattamento*: consentono di soddisfare *sia* i requisiti di alta velocità (crociera) *sia* quelli di bassa velocità (decollo e atterraggio) con la stessa ala.

1.2 Quanto vale la posta in gioco: la velocità di stallo

La condizione limite di sostentamento si ha quando il coefficiente di portanza raggiunge il suo massimo. Invertendo l'eq. (1.1):

Formula chiave

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\max}}} \quad (1.2)$$

La velocità di stallo diminuisce come $1/\sqrt{C_{L\max}}$: *raddoppiare* il $C_{L\max}$ riduce la velocità di stallo di un fattore $1/\sqrt{2} \simeq 0,71$, cioè di circa il 29 %.

Vale la pena toccare con mano subito questi numeri.

Esercizio svolto 1 — Quanto guadagno in velocità di stallo?

Un bireattore da trasporto regionale ha massa al momento dell'atterraggio $m = 60\,000$ kg e superficie alare $S = 122,6$ m². In configurazione pulita (*clean*) l'ala offre $C_{L\max} = 1,50$; con ipersostentatori completamente estesi si raggiunge $C_{L\max} = 3,00$. Calcolare le velocità di stallo nelle due configurazioni al livello del mare in aria tipo ($\rho = 1,225$ kg/m³) e la velocità di approccio $V_{\text{app}} = 1,3 V_s$.

- 1) Dati.** $m = 60\,000$ kg; $S = 122,6$ m²; $\rho = 1,225$ kg/m³; $C_{L\max}$ pari a 1,50 (pulita) e 3,00 (atterraggio).
2) Modello fisico. Volo rettilineo uniforme alla condizione di portanza massima: vale l'eq. (1.2). Il peso è $W = mg = 60\,000 \times 9,81 = 588,6$ kN.
3) Equazione e calcolo. Configurazione pulita:

$$V_{s,\text{clean}} = \sqrt{\frac{2 \times 588\,600}{1,225 \times 122,6 \times 1,50}} = 72,3 \text{ m/s} = 260 \text{ km/h.}$$

Configurazione di atterraggio:

$$V_{s,\text{land}} = \sqrt{\frac{2 \times 588\,600}{1,225 \times 122,6 \times 3,00}} = 51,1 \text{ m/s} = 184 \text{ km/h.}$$

- 4) Risultato e commento.** Il rapporto tra le due velocità è esattamente $1/\sqrt{2} = 0,707$: la velocità di stallo scende del 29,3 %. La velocità di approccio diventa $V_{\text{app}} = 1,3 \times 51,1 = 66,5$ m/s $\simeq 239$ km/h (circa 129 nodi): un valore compatibile con le piste degli aeroporti civili. Senza ipersostentatori l'approccio avverrebbe a oltre 338 km/h — e l'energia cinetica da dissipare in frenata, che cresce con V^2 , sarebbe *doppia*.

Attenzione

L'eq. (1.2) è un modello di *equilibrio quasi-statico*: vale per volo rettilineo, uniforme, con fattore di carico unitario. In virata o in richiamata la velocità di stallo cresce con $\sqrt{n}$, dove n è il fattore di carico. Inoltre stiamo trattando il $C_{L_{\max}}$ come una proprietà nota dell'ala: tutto il lavoro dei prossimi capitoli servirà proprio a capire *da dove viene* quel valore.

1.3 Classificazione dei sistemi di ipersostentazione

I sistemi di ipersostentazione si dividono in due grandi famiglie.

1.3.1 Sistemi passivi (incremento passivo della portanza)

Non richiedono energia dal propulsore: agiscono modificando la geometria dell'ala e sfruttando l'energia della corrente stessa. Comprendono:

- **dispositivi del bordo di uscita** (*Trailing Edge devices*, TE): incrementano la curvatura del profilo — e, nei tipi estendibili, anche la superficie alare;
- **dispositivi del bordo di attacco** (*Leading Edge devices*, LE): prevengono la separazione del flusso al bordo di attacco e ritardano lo stallo, spesso energizzando lo strato limite attraverso fessure (*slot*).

Nota

In linea di massima la divisione dei compiti è questa: *i dispositivi del bordo di uscita sono usati per ottenere il $C_{L_{\max}}$ richiesto, mentre i dispositivi del bordo di attacco sono usati per garantire un adeguato margine rispetto allo stallo*. È una frase da mandare a memoria: ci tornerà utile per capire sia il funzionamento sia il posizionamento dei dispositivi lungo l'apertura.

1.3.2 Sistemi attivi (incremento attivo della portanza)

Richiesti dai velivoli STOL (*Short Take-Off and Landing*) e VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*), utilizzano flussi provenienti dal motore a getto o ad elica per energizzare il flusso sull'ala e prevenirne la separazione: soffiamento interno ed esterno sui flap, soffiamento sul dorso dell'ala, getto orientabile (*vectored thrust*). Li vedremo nel capitolo 6.

I dispositivi del bordo di uscita

Dove stiamo andando

In questo capitolo passiamo in rassegna i *flap*, dal più semplice al più sofisticato, e capiamo i tre meccanismi fisici con cui aumentano la portanza. Alla fine sapremo leggere la curva di portanza di un'ala flappata e riconoscere, guardando l'ala di un aereo di linea, quale tipo di flap monta e perché.

2.1 La galleria dei flap

2.1.1 Plain flap (flap semplice)

È la porzione posteriore del profilo, incernierata, che ruota verso il basso. Costruttivamente è il dispositivo più *semplice* in assoluto: è lo stesso schema meccanico di alettoni e spoiler. Le sue prestazioni sono però sensibili alla *permeabilità (tenuta) della cerniera*: se tra ala e flap filtra aria dal ventre al dorso, l'efficacia cala.

Tipicamente è usato su piccoli velivoli, o su velivoli con ala sottile dove non c'è spazio per alloggiare un complesso meccanismo di retrazione. Un esempio classico è il Cessna 172. **Gli angoli di deflessione del plain flap sono tipicamente intorno a 20° durante il decollo e fino a 60° per l'atterraggio.**

2.1.2 Split flap (flap ad intradosso)

Qui a ruotare è solo un pannello ricavato dal *ventre* del profilo: il dorso resta fisso. Semplice come il plain flap, ha il vantaggio di *non* essere sensibile alla tenuta della cerniera; lo si paga con un'*alta resistenza* (la zona tra pannello e dorso diventa una scia turbolenta). Per questo oggi *non è più usato*: lo si incontra su velivoli storici.

2.1.3 Slotted flap (flap con fessura)

Il flap, ruotando, apre una *fessura (slot)* tra sé e l'ala: aria in pressione dal ventre viene guidata sul dorso del flap e *energizza lo strato limite sulla superficie del dorso*, che rimane attaccato fino a deflessioni ben maggiori.

Osservazione

Il progetto ottimale dello slot è fondamentale per l'efficienza del dispositivo di alta portanza: fatto bene, dà coefficiente di portanza aumentato e resistenza ridotta rispetto a un plain flap di pari deflessione. Torneremo sul progetto dello slot nel par. 4.3.

Un esempio: il business jet Cessna Citation usa *single slotted flap* con deflessioni tipiche di 20° al decollo e 40° all'atterraggio.

2.1.4 Fowler flap

È il salto di qualità: i flap sono *prima estratti* (traslano all'indietro su guide o cinematismi) e *poi ruotati*. L'estrazione aumenta la superficie alare, la rotazione aumenta la curvatura: si sommano due effetti. È un dispositivo complesso ma molto efficiente. La possibilità di *estendere il flap senza ruotarlo* è usata normalmente in decollo, dove è importante una bassa resistenza: si guadagna superficie senza pagare la resistenza della deflessione.

2.1.5 Flap a doppia e tripla fessura

Il flap a singola fessura può essere moltiplicato: *double slotted* e *triple slotted flap* sono variazioni di crescente efficienza — e complessità — del Fowler e del flap a singolo slot. Ogni fessura aggiuntiva rienergizza il flusso e permette deflessioni totali maggiori prima della separazione. Il flap a triplo slot (celebre quello del Boeing 737 classico) *non è più usato* nei progetti recenti a causa della sua complessità e del suo peso: la tendenza moderna (B777, A320) è tornare a fessure singole o doppie ottimizzate con la CFD.

Nelle architetture reali compaiono anche elementi ausiliari: il *vane* (un profilino deflettore che precede il flap principale, come nel double slotted flap with vane dell'MD-80) e il *tab* (un elemento aggiuntivo al retro del flap, come nel double slotted flap with tab del B777).

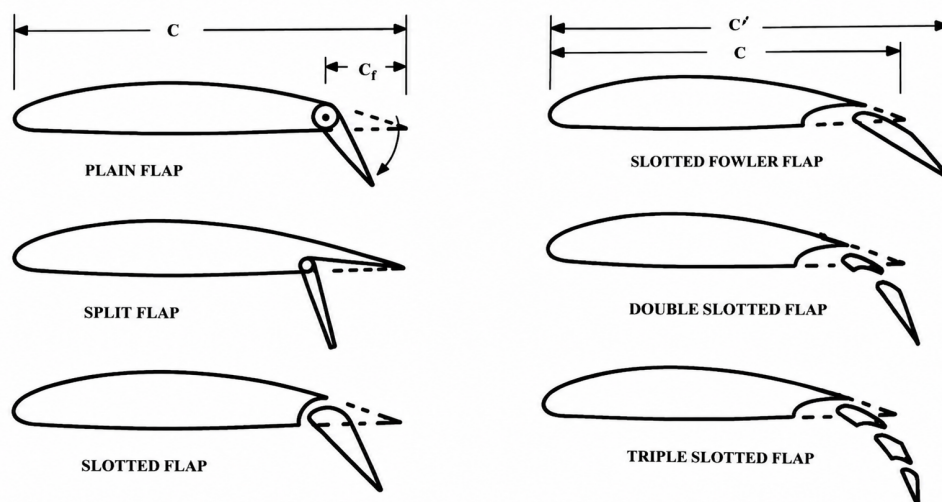


Figura 2.1. Le sezioni tipiche dei dispositivi del bordo di uscita: plain, split, slotted, Fowler a singola fessura, doppia e tripla fessura.

2.1.6 Chi monta che cosa: quadro applicativo

La tabella 2.1 riassume le applicazioni citate e le deflessioni tipiche nelle due fasi. Si noti la regolarità: *al decollo deflessioni parziali, in atterraggio deflessioni piene*.

Tabella 2.1. Dispositivi TE: applicazioni e deflessioni tipiche.

Dispositivo	Applicazioni tipiche	δ_f decollo	δ_f atterraggio
Plain flap	Cessna 172, aviazione leggera	$\sim 20^\circ$	fino a 60°
Single slotted	Cessna Citation	20°	40°
Single slotted Fowler	A310 (est.), A320, A300, A340, B767 (est.), B777 (est.)	15°	40°
Double slotted (vane)	A310 (int.), MD-80, MD-11	20°	50°
Double slotted (tab)	A321, B757, B767 (int.), B777 (int.)	20°	50°
Triple slotted	B727, B737, B747	20°	40°

Nota

Nei bimotori e trimotori elencati, le voci con doppia e tripla fessura prevedono che la *slat* sul bordo di attacco sia deflessa della stessa quantità: bordo di attacco e bordo di uscita lavorano in coppia, come vedremo nel capitolo 3.

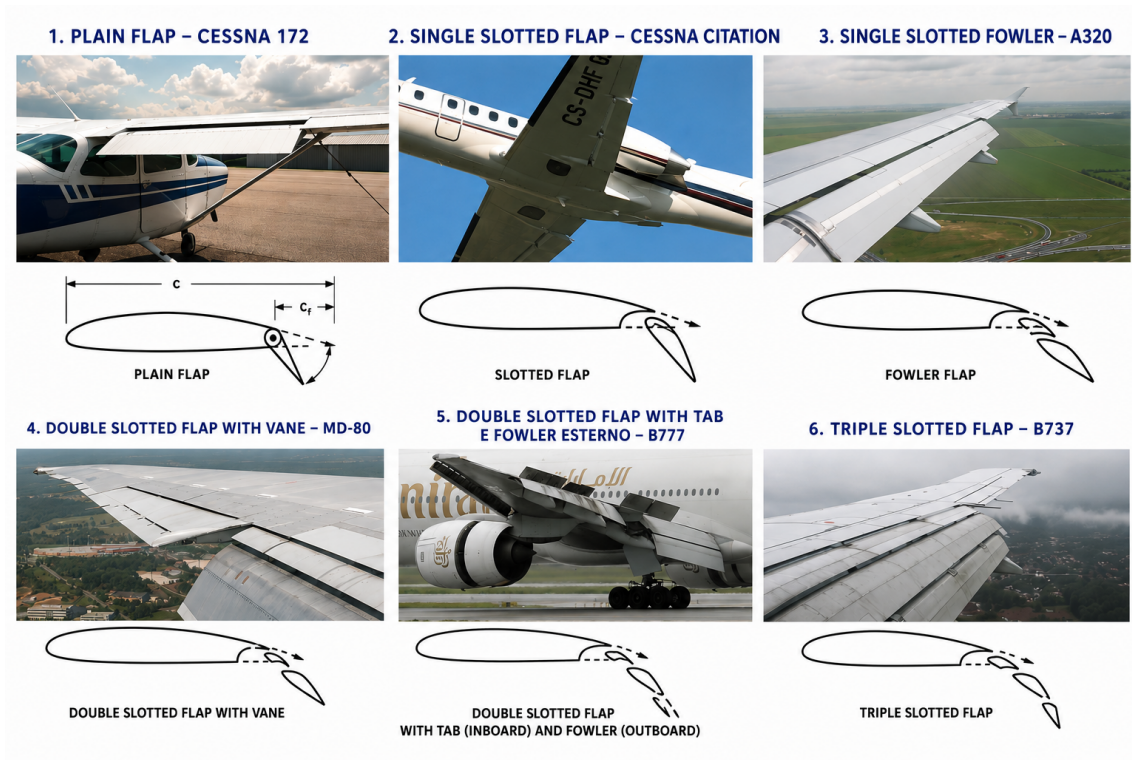


Figura 2.2. Esempi reali: plain flap del Cessna 172; single slotted flap del Cessna Citation; single slotted Fowler dell'A320; double slotted flap with vane dell'MD-80; double slotted flap with tab e Fowler esterno del B777; triple slotted flap del B737.

2.2 Regole pratiche di dimensionamento

Due numeri utili, da tenere nel taschino del progettista:

- **corda del flap:** valori tipici della lunghezza della corda del flap sono intorno al 30 % della corda della sezione, $c_f/c \simeq 0,30$;
- **decollo vs atterraggio:** il C_{Lmax} al decollo è circa l'80 % del C_{Lmax} all'atterraggio. Durante il decollo, infatti, i flap non sono in genere deflessi completamente: l'eccesso di resistenza penalizzerebbe l'accelerazione. Sono invece impiegati alla massima deflessione in atterraggio, quando l'eccesso di resistenza generata non è un problema — anzi, aiuta a frenare.

2.3 I tre meccanismi fisici

Perché un flap deflesso aumenta la portanza? I principi di funzionamento sono tre (fonte: Anderson):

1. **l'angolo di attacco virtuale è leggermente aumentato:** la deflessione ruota verso il basso la congiungente bordo d'attacco–bordo d'uscita, sicché, a parità di assetto della corda originaria, il profilo “vede” la corrente con un'incidenza efficace maggiore (fig. 2.3);
2. **la curvatura totale dell'ala è aumentata:** il profilo flappato è un profilo molto più curvo, che a parità di incidenza genera più portanza (in termini di curva di portanza: si sposta α_{0L} verso valori più negativi);
3. **la superficie dell'ala è aumentata,** nel caso di elementi estendibili (Fowler): a parità di tutto il resto, più metri quadrati significano più portanza *referita alla superficie originaria*.

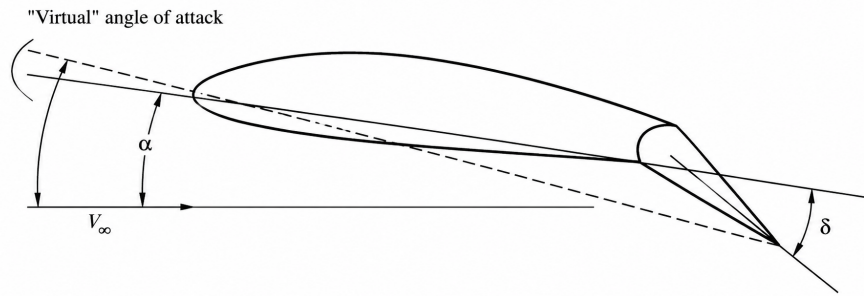


Figura 2.3. Il primo meccanismo: la deflessione δ_f del flap ruota la congiungente dei bordi (linea rossa tratteggiata) e aumenta l'angolo di attacco "virtuale" rispetto alla corda originaria (linea grigia).

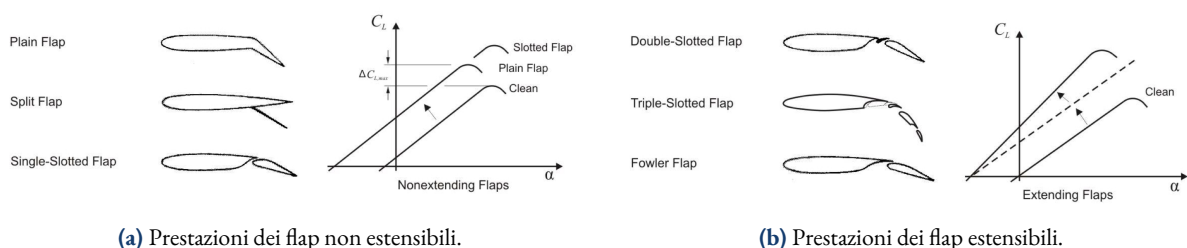
2.4 Effetto sulla curva di portanza

Riassumiamo ora l'effetto dei dispositivi TE sulla curva $C_L-\alpha$ dell'ala. I dispositivi del bordo di uscita:

1. **aumentano la portanza ad un dato angolo di attacco** (la curva trasla verso l'alto: è l'effetto della curvatura);
2. **non aumentano l'angolo di stallo — anzi, spesso lo riducono**: il profilo flappato, più caricato, separa prima;
3. **aumentano il C_{Lmax}** , che è poi lo scopo del gioco.

A questi si aggiungono due effetti "di famiglia":

- nei flap *slotted*, l'effetto energizzante dello slot sul flusso fa sì che questo rimanga attaccato più a lungo: a parità di deflessione, lo slotted flap raggiunge un C_{Lmax} maggiore del plain flap;
- nei flap *estendibili* (Fowler), l'effetto netto dell'incremento di superficie alare è di **aumentare la pendenza della curva di portanza**. Il motivo è contabile, prima ancora che aerodinamico: i coefficienti restano riferiti alla superficie originaria S , ma la portanza la genera la superficie estesa $S' > S$; quindi la pendenza apparente cresce del fattore S'/S .



(a) Prestazioni dei flap non estendibili.

(b) Prestazioni dei flap estendibili.

Figura 2.4. Effetto dei dispositivi TE sulla curva di portanza. A sinistra: flap non estendibili — la curva trasla in alto, il C_{Lmax} cresce, l'angolo di stallo cala; lo slot permette di arrivare più su. A destra: flap estendibili — l'aumento di superficie aumenta anche la pendenza della curva.

Attenzione

Un errore frequente: pensare che il flap “faccia stallare più tardi”. È il contrario! Il flap fa stallare *prima* (ad angolo minore), ma *più in alto* (a C_L maggiore). Chi allontana lo stallo in angolo è il bordo di attacco — ed è per questo che i due dispositivi lavorano in coppia.

I dispositivi del bordo di attacco

Dove stiamo andando

Il flap ha alzato la curva di portanza, ma ha anche anticipato lo stallo. Ora dobbiamo *proteggere* il bordo di attacco, dove il flusso, ad alta incidenza, tende a separarsi. In questo capitolo vediamo come.

3.1 I due meccanismi fisici

I dispositivi del bordo di attacco hanno lo scopo di evitare la separazione del flusso sul bordo di attacco, agendo in due modi:

1. **muovendo il bordo di attacco dell'ala verso il flusso** (e quindi spostando verso l'alto il punto di ristagno): il naso “incontra” la corrente con dolcezza e il picco di aspirazione al bordo d'attacco si attenua;
2. **energizzando lo strato limite sulla superficie del dorso dell'ala**: attraverso una fessura, aria ad alta pressione dal ventre viene soffiata sul dorso, dove lo strato limite, rinvigorito, resiste meglio al gradiente avverso di pressione.

3.2 La galleria dei dispositivi LE

3.2.1 Leading edge slot (fessura fissa)

È una fessura *fissa* ricavata vicino al bordo di attacco: pura applicazione del meccanismo 2, senza parti mobili. Tipicamente usata nei velivoli STOL; a volte gli slot sono richiudibili durante la crociera per ridurre la resistenza.

3.2.2 Slat (slotted leading edge flap)

La *slat* è un elemento mobile che si estende in avanti e in basso, aprendo una fessura tra sé e l'ala: combina i due meccanismi (sposta il bordo d'attacco verso il flusso e apre uno slot) e in più contribuisce ad aumentare sia la curvatura che la superficie dell'ala.

Osservazione

La slat è il dispositivo di ipersostentazione del bordo di attacco più efficace: contribuisce ad aumentare il $C_{L_{max}}$ e a fornire un incremento dell'angolo di stallo. La si trova praticamente su tutti i liner moderni (A300, A320, B777...) e anche su velivoli da combattimento a delta come il Mirage 2000, dove lavora alle alte incidenze di manovra.

Nota

Si noti che le slat aumentano anche la *pendenza* della curva $C_L-\alpha$, perché estendendosi in avanti aumentano la superficie alare: è lo stesso meccanismo contabile del Fowler. Tale aumento di pendenza è proporzionale al rapporto tra la superficie estesa e la superficie alare di base.

3.2.3 Leading edge flap (droop nose)

Qui è l'intero naso del profilo a ruotare verso il basso (dove il nome *droop nose*, “naso cadente”): applicazione del meccanismo 1, senza fessura. Diffuso sui velivoli da combattimento con ali sottili.

3.2.4 Kruger flap

Un pannello incernierato sul *ventre* del naso che si apre in avanti come una paletta. È il più comune dispositivo del bordo di attacco a causa della sua architettura relativamente semplice: niente guide curve, solo una cerniera (celebri i Kruger del tratto interno delle ali del B747).

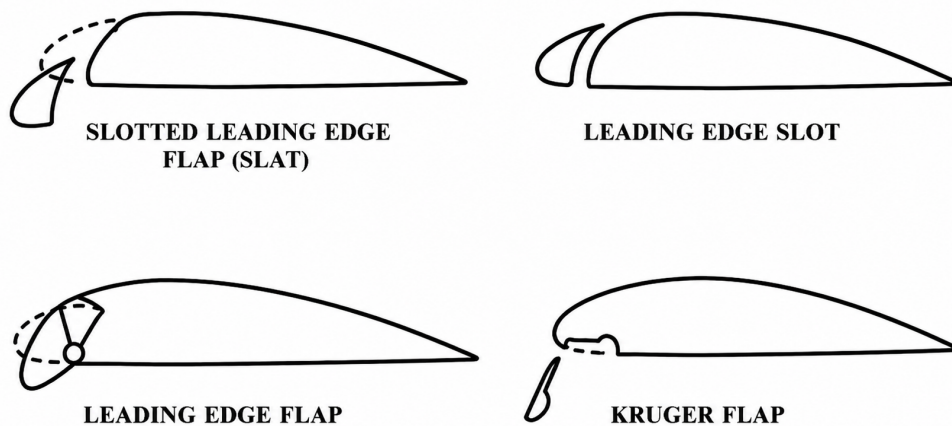


Figura 3.1. Le sezioni tipiche dei dispositivi del bordo di attacco: slotted leading edge flap (slat), leading edge slot fisso, leading edge flap (droop nose), Kruger flap.

3.3 Effetto sulla curva di portanza dell'ala

I dispositivi del bordo di attacco con elementi mobili:

1. **estendono la parte lineare della curva di portanza** verso valori maggiori del $C_{L_{max}}$ e degli angoli di attacco: è l'effetto principale, la “protezione” dello stallo;
2. **spostano leggermente l'intera curva di portanza verso angoli di attacco maggiori**: sebbene la curvatura del profilo cresca (il che da solo sposterebbe la curva in alto), l'effetto di diminuire l'angolo d'attacco locale al naso è maggiore;
3. **in caso di elementi estendibili (slat) aumentano la pendenza della curva di portanza**, per l'effetto della estensione della superficie alare visto sopra.

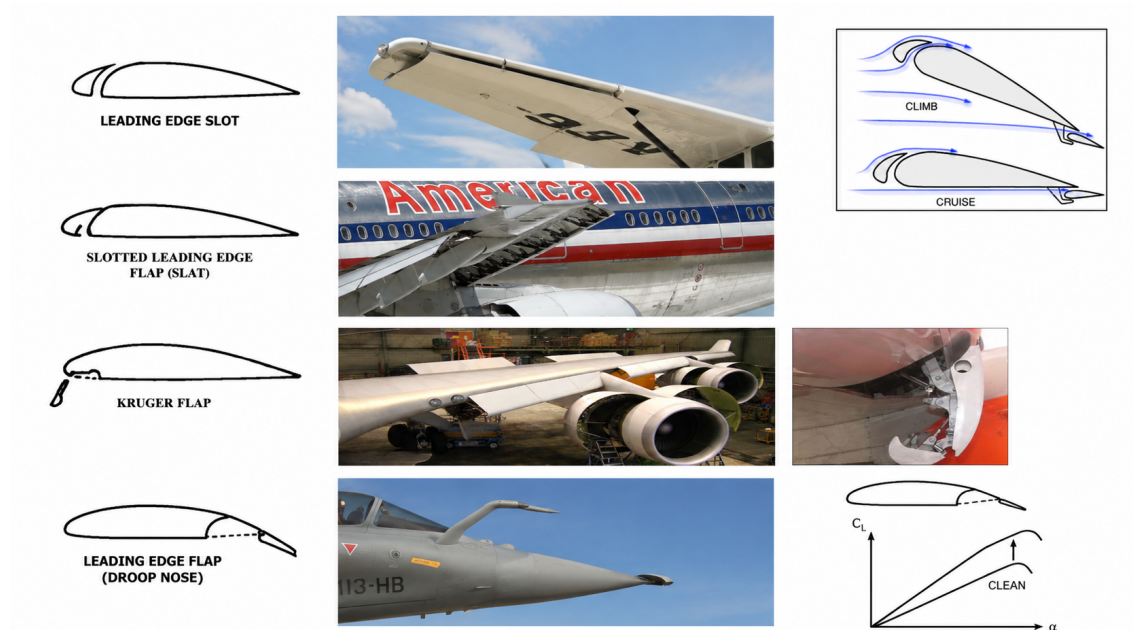


Figura 3.2. Esempi reali: leading edge slot fisso su velivolo STOL (aperto in salita, chiuso in crociera); slat dell'A300 e del Mirage 2000; Kruger flap del B747; droop nose su velivolo da combattimento.

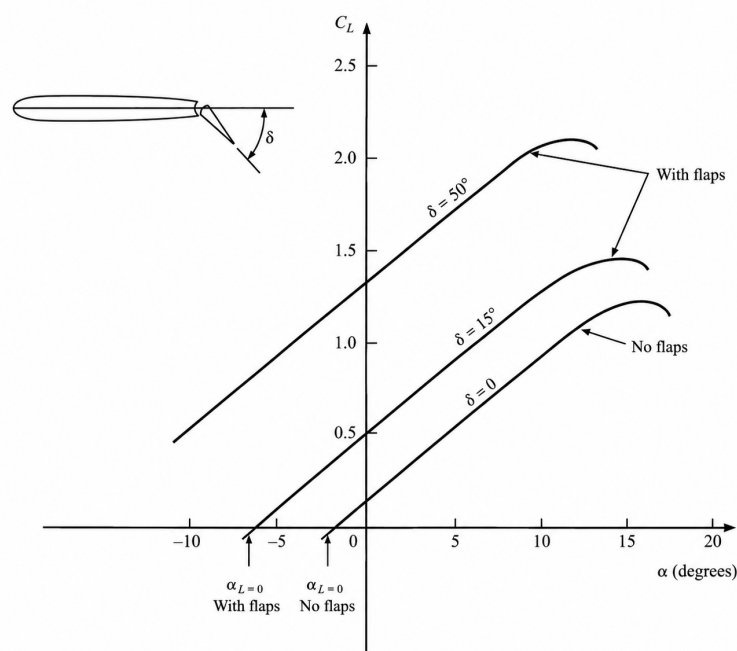


Figura 3.3. Effetto dei dispositivi LE sulla curva di portanza: la parte lineare si prolunga, lo stallo si sposta ad angoli e C_L maggiori; la slat, estendendo la superficie, aumenta anche la pendenza.

3.4 Wing strake / Leading Edge Extension (LEX)

Sui velivoli da combattimento (esempio classico: F-18) il bordo di attacco si prolunga verso prua in una superficie sottile e molto a freccia, la *Leading Edge Extension* (LEX) o *wing strake*. Ad alta incidenza la LEX genera vortici intensi e stabili che spazzano il dorso dell'ala, vi mantengono il flusso attaccato e producono essi stessi portanza (portanza vorticoso): la curva di portanza si prolunga molto oltre lo stallo dell'ala pulita.

Nota

L'efficienza di questi dispositivi si riscontra ad alti angoli di attacco (maggiori di 20°), e quindi ad angoli ben al di sopra di quelli tipici di decollo e atterraggio: la LEX è un dispositivo *di manovra*, non di decollo/atterraggio. Ecco il collegamento con i requisiti di manovrabilità dei velivoli da combattimento anticipati nel capitolo 1.

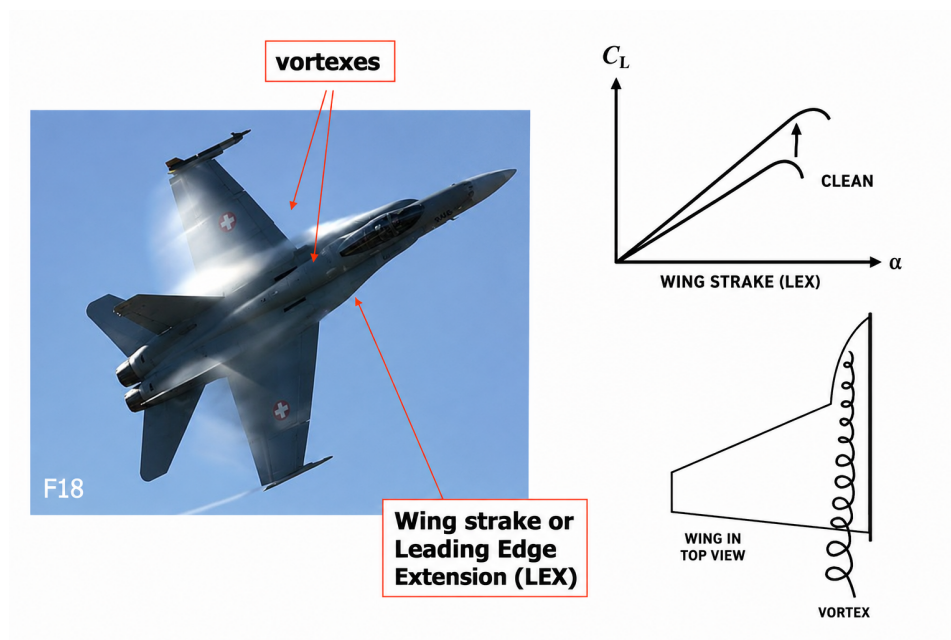


Figura 3.4. L'F-18 ad alta incidenza: la condensazione rende visibili i vortici generati dalle LEX che investono il dorso alare.

Posizionamento in apertura e superfici mobili

4.1 Ipersostentatori e gestione dello stallo

Dove si mettono, lungo l'apertura, i dispositivi? Osservando dal basso un quadrigetto in configurazione di atterraggio si nota una asimmetria istruttiva:

- i **bordi di attacco non sono flappati in prossimità della fusoliera**: slat e Kruger partono più esterni;
- i **bordi di uscita sono flappati fino all'intersezione con la fusoliera**.

Si noti come i dispositivi di ipersostentazione del bordo di attacco non siano applicati in prossimità dell'intersezione ala–fusoliera, al contrario di quelli del bordo di uscita. **Questo è un modo di far stallare l'ala alla radice piuttosto che all'estremità**: la radice, non protetta al bordo d'attacco, separa per prima; l'estremità, protetta, continua a portare.

Osservazione

Perché vogliamo lo stallo alla radice? Per tre ottime ragioni. *Prima*: gli alettoni stanno all'estremità — se questa stalla per prima, si perde il controllo laterale proprio nel momento peggiore. *Seconda*: la scia turbolenta della radice stallata investe la coda e scuote il velivolo (*buffeting*), un preavviso naturale di stallo per il pilota. *Terza*: lo stallo d'estremità su un'ala a freccia sposta il centro di pressione in avanti e tende a cabrare ulteriormente il velivolo, aggravando lo stallo (*pitch-up*): un comportamento divergente da evitare assolutamente.

4.2 La disposizione delle parti mobili sul bordo di uscita

Il bordo d'uscita di un liner è affollato: flap (interni ed esterni, con vane), alettoni (interno ed esterno), spoiler in più sezioni (fig. 4.2, fonte Niu). Vale la pena capire la logica di questa disposizione.

4.2.1 Gli alettoni

Gli alettoni sono tipicamente collocati **tra il 50 e il 90% dell'apertura alare**. Un alettone lavora esattamente come un plain flap (stessa meccanica, stessa sensibilità alla tenuta della cerniera). La posizione migliore per l'alettone è vicina all'estremità, a causa del grande braccio rispetto all'asse di rollio, che consente un controllo efficace senza la necessità di avere grandi superfici di governo.

Ma i velivoli subsonici veloci hanno spesso *due* coppie di alettoni: **alettoni interni di alta velocità e alettoni esterni di bassa velocità**. Il motivo è aeroelastico. Ad alte velocità gli alettoni esterni possono essere soggetti al fenomeno della *inversione dei comandi* (*aileron reversal*), che è associato alla deformazione elastica dell'ala: deflettendo l'alettone verso il basso, l'incremento locale di portanza — applicato dietro l'asse elastico — *torce* l'ala forzando il bordo di attacco verso il basso. L'entità di tale rotazione può essere tale che le sezioni con l'alettone deflesso arrivano ad assumere un'incidenza negativa, creando portanza negativa: il velivolo rolla *dalla parte opposta* a quella comandata. In alcuni velivoli, ad alta velocità, gli alettoni esterni sono addirittura bloccati.



Figura 4.1. Quadrigetto visto dal basso in configurazione di atterraggio: bordi di attacco non flappati alla radice, bordi di uscita flappati fino alla fusoliera.

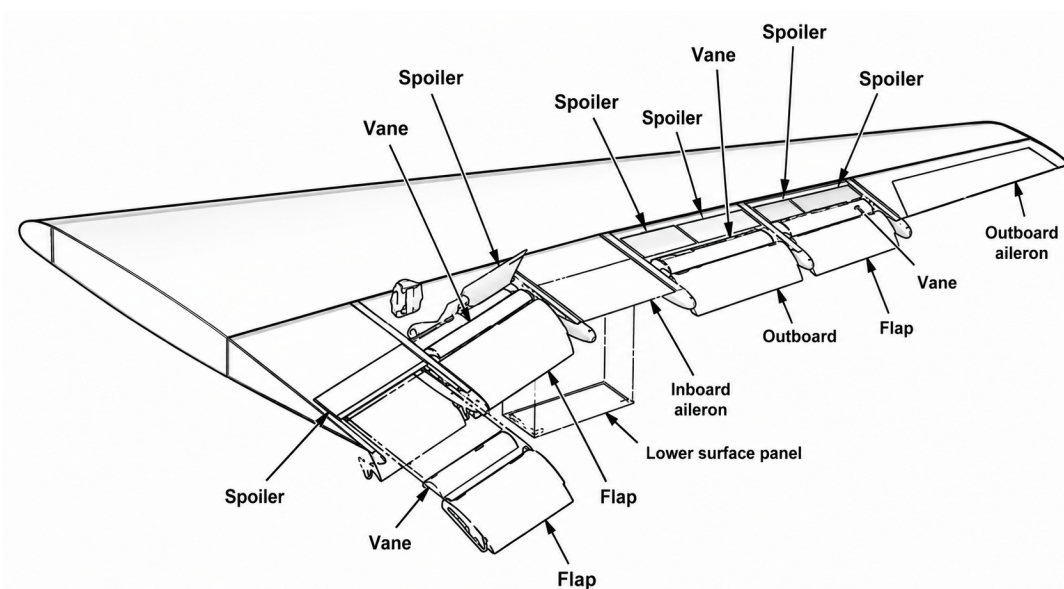


Figura 4.2. Una tipica disposizione delle parti mobili sul bordo di uscita di un velivolo da trasporto: flap, vane, alettone interno (inboard) ed esterno (outboard), spoiler (fonte Niu).

4.2.2 Gli spoiler

Gli spoiler sono pannelli sul dorso che, sollevandosi, “rovinano” (*to spoil*) il flusso e distruggono portanza. Ad alta velocità gli spoiler delle sezioni *interne* sono usati per il controllo di rollio (asimmetricamente, al posto degli alettoni esterni bloccati); a bassa velocità gli spoiler sono usati insieme agli alettoni.

La funzione principale degli spoiler è però un'altra: **ridurre la portanza generata dall'ala dopo il contatto (*lift dumping*)**. Lo spoiler esteso simmetricamente evita che il velivolo rimbalzi dopo il contatto col suolo in atterraggio e scarica il peso sui carrelli, rendendo efficace la frenata. Il comando degli spoiler è azionato automaticamente all'inizio della rotazione delle ruote dei carrelli.

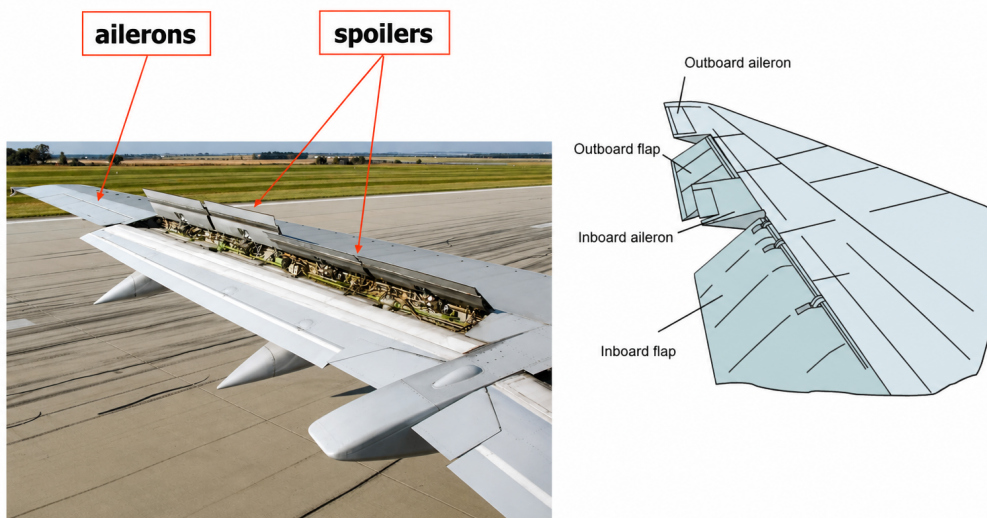


Figura 4.3. Installazione di spoiler (con i martinetti in vista) e alettoni sul bordo di uscita.

4.3 Il progetto dei dispositivi a fessura

Chiudiamo la parte descrittiva con un cenno al cuore fluidodinamico dei dispositivi *slotted*. L'efficienza dei dispositivi a fessura dipende da un accurato aggiustamento dei vari canali tra le parti (i parametri geometrici in gioco: *gap*, *overhang*, angolo di deflessione di ciascun elemento). L'idea è di mantenere picchi di pressione elevati sulla superficie del dorso, ma allo stesso tempo di lasciar passare aria ad alta pressione dalla parte inferiore a quella superiore per energizzare il flusso nello strato limite e ritardare la separazione. È un equilibrio delicato: slot troppo stretto, poca energia; slot troppo largo, il getto si stacca e fa più danno che altro. **CFD e test sperimentali in galleria sono necessari per condurre un progetto così complesso.**

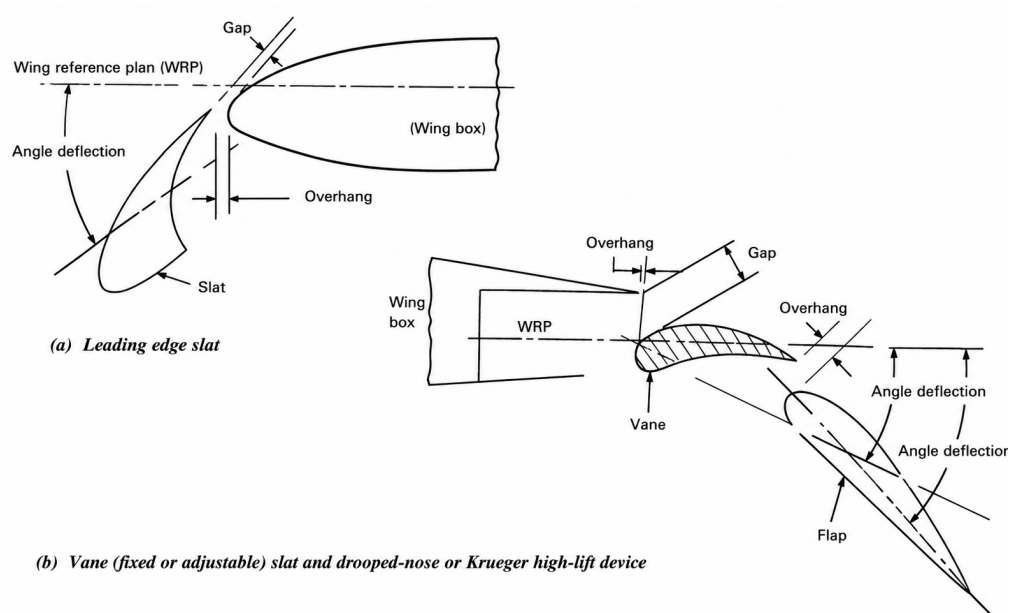


Figura 4.4. I parametri geometrici del progetto dei dispositivi a fessura: gap, overhang e angoli di deflessione per slat (bordo di attacco) e flap con vane (bordo di uscita), riferiti al piano di riferimento dell'ala (WRP).

Valutare i numeri: il metodo semi-empirico

Dove stiamo andando

Fin qui la fisica e l'hardware. Ora la domanda del progettista: *di quanto* aumenta il $C_{L\max}$ se monto quel flap e quella slat? Seguiamo il procedimento semi-empirico in tre passi (formulazione di Corke), che costruisce la curva di portanza dell'ala flappata a partire da quella dell'ala base. Ogni passo sarà accompagnato dal suo esercizio svolto.

5.1 Passo 1 — Lo spostamento di α_{0L}

Il primo effetto del flap è spostare l'angolo di portanza nulla α_{0L} verso valori più negativi (la curva trasla a sinistra di $|\Delta\alpha_{0L}|$, ovvero verso l'alto).

Per i **plain flap**.

Formula chiave — $\Delta\alpha_{0L}$, plain flap

$$\Delta\alpha_{0L} = - \frac{\frac{dc_\ell}{d\delta_f}}{c_{\ell_\infty}} K' \delta_f \quad (5.1)$$

dove: $dc_\ell/d\delta_f$ è l'efficacia teorica del flap, funzione di c_f/c e t/c (caratteristiche della sezione, dal diagramma di fig. 9.4 di Corke); K' è il fattore empirico di correzione per le grandi deflessioni, funzione di c_f/c e δ_f (fig. 9.3 di Corke); c_{ℓ_∞} è la pendenza della retta di portanza del profilo; δ_f è l'angolo di deflessione, *in radianti*.

Per gli **slotted e Fowler flap**. La struttura è ancora più diretta:

$$\Delta\alpha_{0L} = - \frac{d\alpha}{d\delta_f} \delta_f \quad (5.2)$$

dove la derivata $d\alpha/d\delta_f$ si legge dal diagramma di fig. 9.5 di Corke in funzione di c_f/c e δ_f .

Attenzione

Due avvertenze pratiche. *Prima*: si usano **valori diversi della deflessione per il decollo e l'atterraggio** (tab. 2.1): il calcolo va ripetuto per ciascuna configurazione. *Seconda*: c_f è la **corda media del flap**; normalmente si assume che i flap abbiano la stessa rastremazione dell'ala, così che il rapporto c_f/c sia costante lungo l'apertura.

Esercizio svolto 2 — $\Delta\alpha_{0L}$ di un plain flap

Un profilo con $t/c = 0,12$ monta un plain flap con $c_f/c = 0,30$, deflesso a $\delta_f = 40^\circ$ (atterraggio). Dai diagrammi di Corke si leggono $dc_\ell/d\delta_f = 3,8/\text{rad}$ (fig. 9.4) e $K' = 0,55$ (fig. 9.3). Assumendo per il profilo la pendenza teorica $c_{\ell_\infty} = 2\pi$ 1/rad, calcolare $\Delta\alpha_{0L}$.

1) Dati. $dc_\ell/d\delta_f = 3,8/\text{rad}$; $K' = 0,55$; $c_{\ell_\infty} = 2\pi = 6,283/\text{rad}$; $\delta_f = 40^\circ$.

2) Modello fisico. Teoria del profilo sottile con flap, corretta empiricamente con K' per la non linearità alle grandi deflessioni: eq. (5.1).

3) Conversione. La deflessione va in radianti: $\delta_f = 40 \times \pi/180 = 0,698 \text{ rad}$.

4) Calcolo.

$$\Delta\alpha_{0L} = -\frac{3,8}{6,283} \times 0,55 \times 0,698 = -0,232 \text{ rad} = -13,3^\circ.$$

5) Risultato e commento. L'angolo di portanza nulla arretra di oltre 13° : a parità di assetto, il profilo flappato lavora come se avesse 13° di incidenza in più. Si osservi il ruolo di K' : senza la correzione empirica ($K' = 1$) avremmo previsto $-24,2^\circ$, quasi il doppio — alle grandi deflessioni il flusso non segue più fedelmente il flap e l'efficacia reale si riduce.

5.2 Passo 2 — L'incremento di $C_{L\max}$ dovuto ai dispositivi TE

Il secondo passo trasferisce all'ala (3D) l'incremento di $c_{\ell\max}$ che il dispositivo produce sul profilo (2D).

Formula chiave — $\Delta C_{L\max}$ da dispositivi TE

$$\Delta C_{L\max} = \Delta c_{\ell\max} \frac{S_{wf}}{S} K_\Delta \quad (5.3)$$

con

$$K_\Delta = [1 - 0,08 \cos^2 \Lambda_{c/4}] \cos^{3/4} \Lambda_{c/4} \quad (5.4)$$

dove: $\Delta c_{\ell\max}$ è l'incremento 2D del profilo (valutato preliminarmente: l'effetto dell'ipersostentatore sulla curva di portanza del profilo deve essere noto prima); S_{wf}/S è il rapporto tra la superficie flappata di riferimento e la superficie di riferimento dell'ala; K_Δ è una correzione empirica per tenere conto della freccia $\Lambda_{c/4}$.

Definizione — superficie flappata S_{wf}

La *superficie flappata* S_{wf} (*flapped wing area*) è la porzione di superficie alare compresa, in apertura, tra le sezioni di inizio e fine del dispositivo: è come se “affettassimo” l'ala con due piani paralleli alla corrente in corrispondenza delle estremità del flap e prendessimo tutta la striscia.

Attenzione

L'area flappata sul bordo di attacco non è in generale la stessa dell'area flappata sul bordo di uscita: slat e flap coprono tratti diversi di apertura (si riveda il posizionamento del capitolo precedente). Nei calcoli i due rapporti S_{wf}/S vanno tenuti distinti.

5.2.1 I valori 2D: le tabelle di riferimento

Per il $\Delta c_{\ell\max}$ del profilo, in fase preliminare, si usano valori statistici *full flap* (atterraggio), riportati in tab. 5.1. Per i dispositivi di tipo Fowler l'incremento è proporzionale al rapporto c'/c tra la corda estesa e la corda originaria, che si legge dal diagramma di fig. 8.11 di Corke in funzione dell'angolo di flap e del tipo di guida (valori tipici $c'/c =$ da 1,05 — 1,30).

Tabella 5.1. Incrementi 2D di $c_{\ell\max}$ per dispositivi TE, full flap (atterraggio). Fonte: Corke, tab. 8.3.

Dispositivo del bordo di uscita	$\Delta c_{\ell\max}$
Double slotted flap	1,6
Triple slotted flap	1,9
Single slotted Fowler flap	$1,3 c'/c$
Double slotted Fowler flap	$1,6 c'/c$
Triple slotted Fowler flap	$1,9 c'/c$

Esercizio svolto 3 — $\Delta C_{L\max}$ di un Fowler su ala a freccia

L'ala del bireattore dell'Esercizio 1 ha freccia $\Lambda_{c/4} = 25^\circ$ e monta single slotted Fowler flap che, in configurazione di atterraggio, estendono la corda a $c'/c = 1,15$ (fig. 8.11 di Corke). La superficie flappata è $S_{wf}/S = 0,62$. Calcolare l'incremento di $C_{L\max}$ dovuto ai flap.

1) Dati. $\Lambda_{c/4} = 25^\circ$; $c'/c = 1,15$; $S_{wf}/S = 0,62$; dispositivo: single slotted Fowler.

2) Modello. Eq. (5.3) con il valore 2D da tab. 5.1.

3) Incremento 2D.

$$\Delta c_{\ell\max} = 1,3 \times \frac{c'}{c} = 1,3 \times 1,15 = 1,495.$$

4) Correzione di freccia. Con $\cos 25^\circ = 0,9063$, $\cos^2 25^\circ = 0,8214$, $\cos^{3/4} 25^\circ = 0,9289$:

$$K_\Delta = [1 - 0,08 \times 0,8214] \times 0,9289 = 0,9343 \times 0,9289 = 0,868.$$

5) Incremento 3D.

$$\Delta C_{L\max}^{TE} = 1,495 \times 0,62 \times 0,868 = 0,80.$$

6) Commento. Si osservi la “tassa” pagata due volte nel passaggio dal 2D al 3D: il flap copre solo il 62 % dell'ala, e la freccia riduce ulteriormente l'efficacia di un 13 % circa. Del generoso $\Delta c_{\ell\max} = 1,495$ del profilo, all'ala ne arriva poco più della metà.

5.2.2 Costruire la curva 2D flappata: l'angolo di stallo

Nel piano 2D, noto $\Delta c_{\ell\max}$, la curva flappata si costruisce *graficamente* usando la curva di portanza 2D di base e la stima dell'angolo di stallo della curva flappata:

$$\alpha_{s\text{flapped}} = \alpha_{s\text{basic}} + \Delta\alpha_s \quad (5.5)$$

dove $\Delta\alpha_s$ (tipicamente *negativo*: il flap anticipa lo stallo, come sappiamo dal par. 2.4) si legge dal diagramma di fig. 9.18 di Corke in funzione di δ_f . La costruzione è illustrata in fig. 5.1: si trasla la retta di portanza di $\Delta\alpha_{0L}$ (calcolato al Passo 1), se ne aumenta eventualmente la pendenza (flap estendibili), e la si arresta al nuovo $c_{\ell\max, \text{flapped}} = c_{\ell\max} + \Delta c_{\ell\max}$ in corrispondenza di $\alpha_{s\text{flapped}}$.

5.3 Passo 3 — Il contributo dei dispositivi LE

Con $\Delta\alpha_{0L}$ e $\Delta C_{L\max}$ possiamo disegnare la curva $C_L - \alpha$ modificata dal dispositivo di ipersostentazione del bordo di uscita. Per stimare il contributo al $C_{L\max}$ del dispositivo del bordo di attacco, si usa una relazione della stessa famiglia:

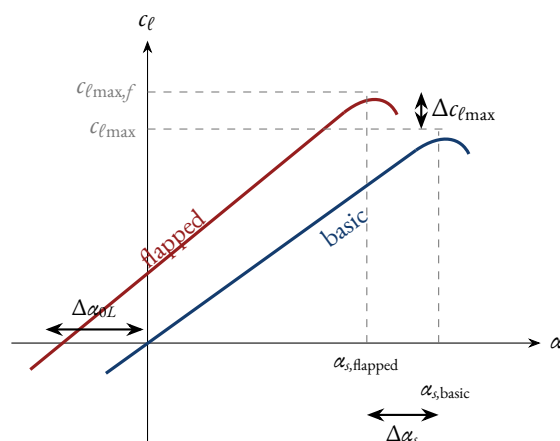


Figura 5.1. Costruzione grafica della curva di portanza 2D flappata: traslazione di $\Delta\alpha_{0L}$, incremento di pendenza (flap estendibili), arresto al nuovo massimo con $\alpha_{s,flapped} = \alpha_{s,basic} + \Delta\alpha_s$.

Formula chiave — ΔC_{Lmax} da dispositivi LE

$$\Delta C_{Lmax} = \Delta c_{l,max} \frac{S_{wf}}{S} \cos \Lambda_{hinge} \quad (5.6)$$

dove Λ_{hinge} è la freccia della linea di cerniera del dispositivo di bordo d'attacco e S_{wf}/S è il rapporto di superficie flappata *del dispositivo LE* (in generale diverso da quello dei flap!). I valori 2D di $\Delta c_{l,max}$ sono in tab. 5.2.

Tabella 5.2. Incrementi 2D di $c_{l,max}$ per dispositivi LE. Fonte: Corke, tabb. 8.2 e ss.

Dispositivo del bordo di attacco	$\Delta c_{l,max}$
Fixed slot	0,2
Leading edge flap	0,3
Kruger flap	0,3
Slat	$0,4 c'/c$

Per la slat, il rapporto c'/c (corda estesa al bordo d'attacco su corda base, c'_{LE}/c) si legge dal diagramma di fig. 8.10 di Corke in funzione della percentuale di apertura esposta: valori tipici $c'_{LE}/c =$ da 1,05 — 1,10.

Osservazione

La gerarchia della tab. 5.2 conferma quanto detto nel capitolo 3: la slat, con $0,4 c'/c \simeq 0,43$, è il dispositivo LE più efficace; Kruger e LE flap seguono a 0,3; lo slot fisso, semplicissimo, si ferma a 0,2.

Esercizio svolto 4 — Il contributo della slat

Il bireattore degli esercizi precedenti monta slat sul 75 % della superficie ($S_{wf}/S = 0,75$, riferita al dispositivo LE), con linea di cerniera a freccia $\Lambda_{hinge} = 27^\circ$. Dal diagramma di fig. 8.10, per l'apertura esposta in questione, $c'_{LE}/c = 1,08$. Calcolare ΔC_{Lmax}^{LE} .

1) Dati. $S_{wf}/S = 0,75$; $\Lambda_{hinge} = 27^\circ$; $c'_{LE}/c = 1,08$; dispositivo: slat.

2) Incremento 2D (tab. 5.2):

$$\Delta c_{l,max} = 0,4 \times 1,08 = 0,432.$$

3) **Trasferimento all'ala** (eq. 5.6), con $\cos 27^\circ = 0,891$:

$$\Delta C_{L_{\max}}^{LE} = 0,432 \times 0,75 \times 0,891 = 0,29.$$

4) **Commento.** Il contributo della slat è circa un terzo di quello dei flap (Esercizio 3): coerente con la divisione dei compiti — il grosso del $C_{L_{\max}}$ lo fanno i flap, la slat soprattutto *sposta in là lo stallo* e regala quel margine in angolo d'attacco che i flap avevano eroso.

5.4 La curva completa e il confronto con la realtà

Mettendo insieme i tre passi si costruisce la curva di portanza completa dell'ala in configurazione di atterraggio (fig. 5.2): dalla curva *basic* si passa alla curva flappata TE (traslata di $\Delta\alpha_{0L}$, con pendenza eventualmente maggiorata, massimo aumentato di $\Delta C_{L_{\max}}^{TE}$), e da questa alla curva finale con il contributo LE (massimo ulteriormente aumentato di $\Delta C_{L_{\max}}^{LE}$ e stallo spostato ad angoli maggiori).

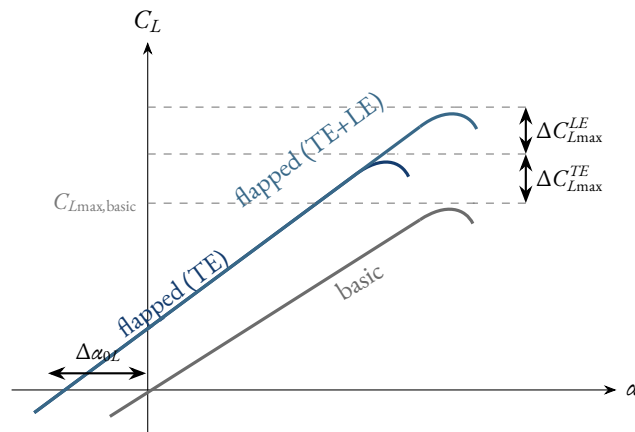


Figura 5.2. La curva di portanza 3D dell'ala completa: contributi dei dispositivi TE (traslazione + $\Delta C_{L_{\max}}^{TE}$) e LE (prolungamento della parte lineare + $\Delta C_{L_{\max}}^{LE}$).

Esercizio svolto 5 — Il $C_{L_{\max}}$ completo e la velocità di approccio

L'ala di base del bireattore ha $C_{L_{\max, \text{basic}}} = 1,45$. Sommando i contributi calcolati negli Esercizi 3 e 4, determinare il $C_{L_{\max}}$ in configurazione di atterraggio e la corrispondente velocità di approccio ($V_{\text{app}} = 1,3 V_s$; stessi W, S, ρ dell'Esercizio 1).

1) **Somma dei contributi.**

$$C_{L_{\max}} = C_{L_{\max, \text{basic}}} + \Delta C_{L_{\max}}^{TE} + \Delta C_{L_{\max}}^{LE} = 1,45 + 0,80 + 0,29 = 2,54.$$

2) **Velocità di stallo** (eq. 1.2):

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \times 588\,600}{1,225 \times 122,6 \times 2,54}} = 55,5 \text{ m/s} = 200 \text{ km/h}.$$

3) **Velocità di approccio.**

$$V_{\text{app}} = 1,3 \times 55,5 = 72,2 \text{ m/s} \simeq 260 \text{ km/h} (\simeq 140 \text{ kt}).$$

4) **Confronto con la statistica.** Il valore $C_{L_{\max}} = 2,54$ per $\Lambda_{c/4} = 25^\circ$ è realistico ma prudente: i dati statistici dei velivoli reali (fig. 5.3) mostrano per quella freccia valori tra circa 2,8 e 3,2 ($A_{320} \simeq 3,0$,

B737-500 $\simeq 3,35$): i costruttori, con doppie fessure ottimizzate, slat a tutta apertura e messa a punto in galleria e CFD, spremono qualcosa in più del nostro conto preliminare. La tendenza generale della statistica è però chiarissima e il nostro K_Δ la spiega: il $C_{L\max}$ flappato *diminuisce al crescere della freccia*, dal 3,5 dell'RJ70 ($\Lambda \simeq 15^\circ$) al 2,5 circa di B747 e DC10-30 ($\Lambda \simeq 35^\circ$).

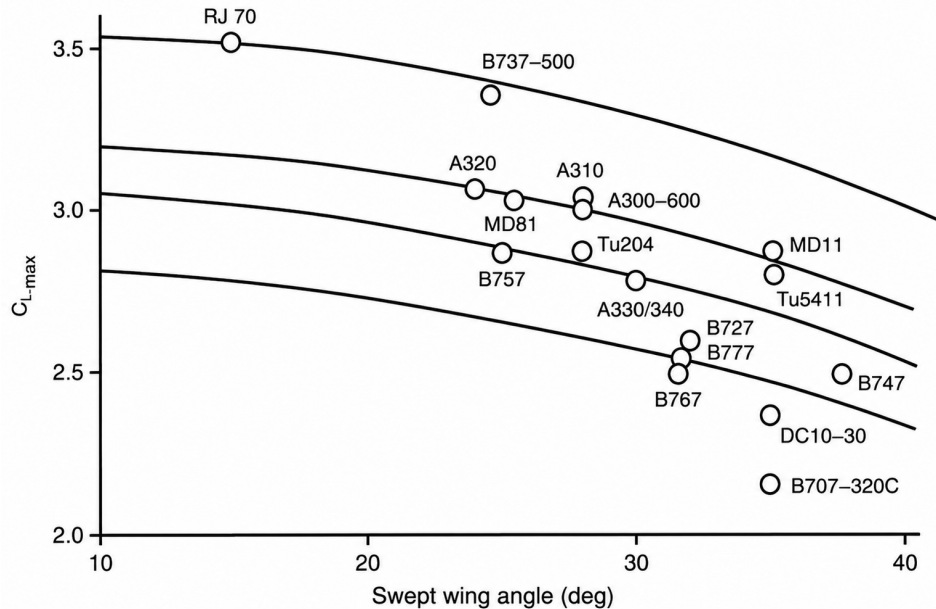


Figura 5.3. Valori statistici del $C_{L\max}$ in configurazione di atterraggio in funzione della freccia al quarto di corda, per i principali velivoli da trasporto (da RJ70 e B737-500 in alto a sinistra fino a B747, DC10-30 e B707-320C in basso a destra).

Esercizio svolto 6 — La regola dell'80% e la corsa di decollo

In decollo i flap del bireattore sono deflessi parzialmente e il $C_{L\max}$ vale l'80 % di quello di atterraggio. Stimare la velocità di distacco $V_{LOF} = 1,1 V_s$ e valutare di quanto i flap accorciano la corsa di decollo rispetto alla configurazione pulita ($C_{L\max} = 1,50$), assumendo in prima approssimazione che la corsa sia proporzionale a V_{LOF}^2 .

1) $C_{L\max}$ di decollo.

$$C_{L\max}^{TO} = 0,80 \times 2,54 = 2,03.$$

2) Velocità di distacco.

$$V_s^{TO} = \sqrt{\frac{2 \times 588\,600}{1,225 \times 122,6 \times 2,03}} = 62,1 \text{ m/s}, \quad V_{LOF} = 1,1 \times 62,1 = 68,3 \text{ m/s}.$$

3) Confronto delle corse.

A parità di spinta e accelerazione media, $s \propto V_{LOF}^2$; poiché $V_{LOF} \propto 1/\sqrt{C_{L\max}}$,

$$\frac{s_{\text{flap}}}{s_{\text{clean}}} = \left(\frac{V_{LOF}}{V_{LOF,\text{clean}}} \right)^2 = \frac{C_{L\max}^{\text{clean}}}{C_{L\max}^{TO}} = \frac{1,50}{2,03} = 0,74.$$

4) Risultato e commento. La corsa di decollo si riduce di circa il 26 %. E si capisce perché al decollo *non* si usa la deflessione piena: la deflessione completa darebbe un $C_{L\max}$ maggiore ancora, ma la resistenza aggiuntiva ridurrebbe l'accelerazione, allungando la corsa invece di accorciarla. Il flap parziale è il compromesso ottimo tra portanza e resistenza — esattamente la logica, opposta, che in atterraggio fa scegliere la deflessione massima, dove l'alta resistenza è benvenuta.

Attenzione

Limiti di validità del metodo di questo capitolo: le formule (5.3) e (5.6) sono correlazioni semi-empiriche da *progetto preliminare*, valide per ali di allungamento medio-alto, freccia moderata e regime subsonico. Non sostituiscono la galleria del vento né la CFD, che restano indispensabili per il progetto di dettaglio degli slot (par. 4.3) e per la certificazione. E ricordiamo che ogni numero letto da un diagramma (fig. 9.3, 9.4, 9.5, 9.18, 8.10, 8.11 di Corke) porta con sé un'incertezza di lettura: i risultati vanno intesi con due cifre significative.

I sistemi attivi di incremento della portanza

Quando il $C_{L_{\max}}$ richiesto **supera da 3,5–4** — che può essere considerato un limite superiore per i sistemi convenzionali (passivi) di ipersostentazione — occorre cambiare strategia: usare l'energia del propulsore. È il territorio dei velivoli STOL e VTOL.

6.1 Vectored thrust (getto orientabile)

La spinta del motore viene orientata verso il basso da ugelli ruotabili: la portanza non viene più solo dall'ala ma, in parte o del tutto, direttamente dal getto. È la soluzione del Sea Harrier (quattro ugelli ruotabili) e, in tempi moderni, dell'X-35/F-35B (ugello posteriore orientabile più ventola di sostentamento). Al limite, il velivolo decolla e atterra verticalmente.

6.2 Upper Surface Blowing (USB): soffiamento sul dorso

I motori sono montati *sopra* l'ala e scaricano i gas direttamente sul dorso: il getto, seguendo la superficie curva del dorso e del flap abbassato per effetto Coandă, viene deviato verso il basso e genera portanza aggiuntiva, mentre energizza potentemente il flusso. È la soluzione dei dimostratori Boeing YC-14 e dell'Antonov An-72. Il prezzo: le superfici dei flap investite dagli scarichi dei motori a getto devono essere localmente coperte con acciaio per alte temperature.

6.3 Externally Blown Flaps (EBF)

Qui i motori restano sotto l'ala, ma i flap (a fessure) vengono estesi *dentro* il getto: parte del flusso passa attraverso le fessure ed è deviato verso il basso, con forte aumento di portanza. È la soluzione del dimostratore YC-15 e del suo derivato di serie, il C-17 Globemaster III, che proprio grazie agli EBF opera da piste corte e semipreparate nonostante la stazza.

Approfondimento

Perché il limite dei sistemi passivi sta proprio a $C_{L_{\max}} \simeq$ da 3,5 — 4? Si può dare un argomento fisico: il massimo carico che un profilo può sostenere è limitato dal picco di aspirazione tollerabile al bordo d'attacco prima della separazione, e moltiplicare fessure ed elementi sposta il limite ma con rendimenti rapidamente decrescenti (e peso e complessità crescenti: il triplo slot insegna). Oltre quel confine, l'unico modo di aggiungere quantità di moto al flusso è prenderla dal motore: per questo tutti i sistemi oltre il limite sono, per necessità, *attivi*.



Figura 6.1. I sistemi attivi: vectored thrust (Sea Harrier, X-35); Upper Surface Blowing (YC-14, An-72, con superfici dei flap in acciaio per alte temperature); Externally Blown Flaps (YC-15, C-17).

Il senso di tutto questo

Ripercorriamo il filo. Un'ala da crociera efficiente è, per costruzione, un'ala inadatta alle basse velocità: piccola, poco curva, ottimizzata per bassi C_L . Gli ipersostentatori risolvono il conflitto dando all'ala una geometria variabile: *i dispositivi del bordo di uscita costruiscono il C_{Lmax}* (aumentando curvatura e, nei Fowler, superficie: la curva di portanza sale, lo stallo però si anticipa), *i dispositivi del bordo di attacco difendono lo stallo* (proteggendo il naso del profilo: la parte lineare della curva si prolunga, e la slat — il più efficace — regala anche pendenza). La disposizione in apertura non è casuale ma governa *dove* l'ala stalla per prima (alla radice, mai all'estremità); alettoni e spoiler convivono con i flap sul bordo d'uscita secondo una logica dettata anche dall'aeroelasticità. E quando i numeri richiesti superano $C_{Lmax} \simeq$ da 3,5 — 4, si passa ai sistemi attivi, che attingono all'energia del propulsore.

Soprattutto, adesso i numeri li sappiamo fare: dalla velocità di stallo (esercizio 1) alla curva completa dell'ala flappata (esercizi 2–5), fino all'effetto sulla corsa di decollo (esercizio 6). È il mestiere del progettista preliminare: stimare, con formule semplici e tabelle statistiche, ciò che poi galleria e CFD raffineranno. La prossima volta che, seduti al finestrino, vedrete l'ala “smontarsi” in approccio — slat che scivolano in avanti, Fowler che si sfilano all'indietro aprendo le fessure, e infine gli spoiler che si alzano al tocco — saprete leggere ogni singolo pezzo di quella meravigliosa meccanica, e saprete anche quanto vale, in punti di C_L e in metri di pista.

Riferimenti

- J. D. Anderson, *Introduction to Flight*, McGraw-Hill — per i principi di funzionamento e gli effetti sulla curva di portanza.
- J. D. Anderson, *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill — per il legame con le prestazioni di decollo e atterraggio.
- T. C. Corke, *Design of Aircraft*, Prentice Hall — per il metodo semi-empirico di valutazione (figg. 8.10, 8.11, 9.3, 9.4, 9.5, 9.18; tabb. 8.2, 8.3).
- M. C. Y. Niu, *Airframe Structural Design*, Conmilit Press — per la disposizione delle parti mobili e il progetto dei dispositivi a fessura.