Capitolo 7

POLARI AERODINAMICHE DEL VELIVOLO COMPLETO

7.1 - GENERALITA'.

Il comportamento aerodinamico complessivo di un velivolo è influenzato dalle molteplici parti che lo costituiscono, attraverso i contributi di portanza e resistenza che ognuna di esse fornisce al computo delle curve polari aerodinamiche.

La resistenza offerta da un velivolo all'avanzamento nell'aria è identificabile analiticamente attraverso il coefficiente C_D , dato dalla sovrapposizione degli effetti di resistenza parassita, resistenza indotta, resistenza di *trim* e di resistenza compressibilità.

$$C_D = C_{Dp} + C_{Di} + C_{Dtrim} + C_{Dcompr}$$
(7.1)

Allo stesso tempo, la forza portante destinata a sostenere il velivolo in aria può essere considerata, con buona approssimazione, come la somma dei contributi dell'ala e del piano orizzontale di coda. In termini di coefficienti dimensionali si ha

$$C_L = C_L^w + C_L^h \cdot \frac{S_h}{S}$$
(7.2)

Lo scopo del presente capitolo consiste nella descrizione di una metodologia valida per la stima di tali contributi, relativamente alla configurazione di volo di crociera. Come descritto nel seguito, questa valutazione comporta la conoscenza di una nutrita serie di dati geometrici relativi ad alcune parti del velivolo fino ad ora non ancora trattate, quali la fusoliera, gli impennaggi verticale ed orizzontale, e le gondole dei motori, ed i cui valori possono essere assunti in base alle caratteristiche di velivoli simili..

Altresì, è importante osservare che, in questo ambito, i risultati dei calcoli effettuati vengono espressi in funzione dell'angolo di attacco a_{body} , formato dalla direzione della corrente asintotica con la linea di riferimento della fusoliera. Generalmente, a_{body} non coincide con l'angolo di attacco a_w che la corda di radice dell'ala forma rispetto alla direzione della corrente asintotica, in quanto l'ala stessa viene solitamente calettata alla radice di un angolo i_w rispetto alla linea di riferimento della superficie portante principale vanno opportunamente traslati ed espressi in funzione di a_{body} , servendosi della relazione seguente.

$$\mathbf{a}_{body} = \mathbf{a}_{w} - i_{w} \tag{7.3}$$



Figura 7. 1 – Schema per la definizione dell'angolo di calettamento dell'ala rispetto alla linea di riferimento della fusoliera.

7.2 - METODO DI CALCOLO.

7.2.1 – Resistenza parassita

La resistenza parassita di un velivolo completo può essere considerata, con buona approssimazione, come la somma dei seguenti contributi:

- 1. resistenza di attrito dell'ala;
- 2. resistenza di attrito della fusoliera;
- 3. resistenza di attrito del piano verticale di coda;
- 4. resistenza di attrito del piano orizzontale di coda;
- 5. resistenza di attrito delle gondole dei motori;
- 6. resistenza di base della fusoliera;
- 7. resistenza di base della gondola motore;
- 8. resistenza di *upsweep*;
- 9. resistenza dei *gap* delle superfici di comando;
- 10. resistenza di attrito di altri elementi.

La resistenza di attrito della superficie portante principale può essere valutata secondo le tecniche già descritte nel corso del precedente capitolo, a patto di considerare gli andamenti funzionali dei coefficienti aerodinamici rispetto all'angolo di attacco a_{body} , come ricordato nel precedente paragrafo.

I contributi di resistenza viscosa dovuti a fusoliera, piano orizzontale di coda, piano verticale di coda e gondole dei motori possono essere ricavati mediante un approccio basato sulla valutazione del coefficiente di attrito C_f , dell'area bagnata S_{wet} e di un fattore di forma k_{ff} relativi a ciascuno di essi.

Una valutazione approssimativa del C_f può essere ottenuta attraverso il noto diagramma di Moody, riportato alla pagina seguente: assegnando un valore sia per la scabrezza relativa che per il numero di Reynolds, riferito alla condizione di volo di crociera, si ricava il valore del coefficiente di attrito, nelle ipotesi di campo di moto incompressibile e di transizione del flusso da laminare a turbolento in corrispondenza del bordo di attacco. L'influenza del numero di Mach, e quindi dell'effetto provocato

dal riscaldamento aerodinamico sulle proprietà del fluido, può determinarsi in termini di un fattore correttivo del C_f ottenuto prima, mediante il diagramma sperimentale proposto nel riferimento [28] e riportato alla pagina seguente. Attraverso di esso è possibile osservare come, in ambito subsonico, la correzione necessaria sia molto piccola (ordine del 3% al numero di Mach uguale a 0.5) e pertanto trascurabile.



Figura 7. 2 – Diagramma di Moody, ottenuto per una lastra piana, nelle ipotesi di flusso incompressibile e di transizione dal regime laminare al regime turbolento in corrispondenza del bordo di attacco.

La superficie bagnata S_{wet} può essere valutata con l'ausilio di alcune relazioni, ciascuna dedicata ad una determinata tipologia di elemento costituente il velivolo.

Nel caso di superfici portanti, come l'ala o i piani di coda orizzontale e verticale, l'area bagnata deve calcolata tenendo conto della superficie esposta S_{exp} (ovvero della aliquota di superficie disposta all'esterno alla fusoliera e quindi effettivamente a contatto con il fluido) nonché dello spessore massimo del profilo medio t/c.



Figura 7. 3 – Diagramma per la correzione del coefficiente di attrito dovuta all'effetto di riscaldamento aerodinamico.

$$S_{wet \, \text{like-wing}} = 2 \cdot \left(1 + 0.2 \cdot \frac{t}{c} \right) \cdot S_{exp}$$
(7.4)

Nel caso di corpi affusolati, come le gondole dei motori o la fusoliera, la S_{wet} può essere scomposta nella somma dei contributi dovuti al muso anteriore (S_{nose}), alla parte caratterizzata da una sezione trasversale costante ($S_{central}$), ed alla parte posteriore (S_{cone}).

$$S_{wet \ like-body} = S_{nose} + S_{central} + S_{cone}$$
(7.5)

Nella maggior parte dei velivoli da trasporto attualmente utilizzati, il primo e l'ultimo termine possono essere valutati mediante le seguenti formule (in esse si indicano con le lettere d ed l i rispettivi diametri massimi e le rispettive dimensioni longitudinali.

$$S_{nose} = 0.75 \cdot p \cdot d_{nose} \cdot l_{nose} \qquad S_{cone} = 0.72 \cdot p \cdot d_{cone} \cdot l_{cone}$$
(7.6)

La resistenza parassita che si ottiene dal prodotto della superficie bagnata per il coefficiente di attrito si riferisce ad una lastra piana e non tiene conto, pertanto, dell'effetto di accelerazione della corrente provocato dallo spessore dell'elemento esaminato. Il calcolo va quindi completato attraverso la valutazione di un fattore di forma che può essere ricavato per mezzo dei diagrammi di origine semiempirica proposti alla pagina seguente. Nel caso delle superfici aerodinamiche, k_{ff} dipende dallo spessore massimo del profilo medio e dall'angolo di freccia dei punti ad un quarto delle corde.



Figura 7. 4 – Diagramma per la determinazione del fattore di forma delle superficie aerodinamiche. [28]

Nel caso delle superfici di rivoluzione, invece, il k_{ff} dipende dal rapporto di snellezza definito come il rapporto tra la lunghezza del corpo ed il diametro della sua sezione trasversale più estesa.

Per corpi dotati di sezioni di forma non circolare, si considera il diametro equivalente definito come

$$d_{equiv} = \sqrt{\frac{4 \cdot S_{\max}}{p}}$$
(7.7)

dove S_{max} è l'area della sezione maestra.



Figura 7. 5 – Diagramma per la determinazione del fattore di forma delle superfici di rivoluzione. [28]

Noti i valori di C_f , S_{wet} e k_{ff} , si procede con il calcolo del coefficiente di resistenza viscosa del particolare elemento considerato.

$$\boldsymbol{C}_{Dp} = \boldsymbol{k}_{visc} \cdot \boldsymbol{C}_{f} \cdot \frac{\boldsymbol{S}_{wet}}{\boldsymbol{S}}$$
(7.8)

Altri due contributi alla resistenza parassita globale del velivolo provengono dalla resistenza di base di fusoliera e gondole dei motori, i quali possono essere determinati con l'ausilio della seguente relazione, specificando i valori della superficie S_{body} , del diametro equivalente d_{equiv} e del diametro della sezione di base d_{base} del corpo considerato nonché la superficie alare di riferimento S.

$$C_{Dbase} = 0.029 \cdot \frac{S_{body}}{S} \left(\frac{d_{base}}{d_{equiv}} \right)^3 \cdot \left[C_{Dp} \cdot \left(\frac{S}{S_{body}} \right) \right]^{\frac{1}{2}}$$
(7.9)

L'esistenza di un angolo di *upsweep* in coda alla fusoliera è necessaria per una corretta esecuzione delle manovre di decollo ed atterraggio. Tuttavia, tale inclinazione è causa di un ulteriore contributo alla resistenza totale del velivolo per le seguenti

ragioni: nella zona iniziale della inclinazione si verifica un ispessimento dello strato limite, che comporta una crescita della resistenza di attrito; nella zona iniziale della inclinazione il flusso tende ad accelerare, convertendo la propria energia di pressione in energia cinetica, e ciò riduce il contributo di portanza offerto dalla fusoliera al velivolo completo. Tale aliquota deve essere, pertanto, recuperata attraverso un incremento dell'incidenza dell'ala, il quale causa a sua volta un aumento della resistenza parassita.

Il valore del relativo coefficiente di resistenza $C_{Dupsweep}$ lo si ottiene attraverso la seguente relazione

$$C_{Dupsweep} = 0.075 \cdot \frac{S_{fuselage \ costant \ sec \ tion}}{S} \left(\frac{h}{l}\right)_{0.75l}$$
(7.10)

in cui compaiono le quantità segnalate in Figura 7.6.



Fuselage Upsweep Geometry

Figura 7. 6 – Schema per la definizione delle grandezze presenti nella formula per il calcolo del coefficiente di resistenza di *upsweep*. [28]

La resistenza parassita dovuta ai *gap* che accompagnano le superfici di controllo può essere stimata, in prima approssimazione, attraverso una relazione basata su dati sperimentali.

$$C_{D_{gap}} = 0.0002 \cdot \cos^2(\Lambda) \cdot \frac{S_{affected}}{S}$$

In tale relazione compaiono l'angolo di freccia della superficie di controllo e la superficie "affetta" $S_{affected}$ ovvero la superficie della porzione di ala o di piano orizzontale di coda o di piano verticale di coda interessata dal comando in discussione.



Figura 7.7 – Schema delle superfici mobili del velivolo Airbus A380-800.

Infine, i sistemi di condizionamento dell'aria e di raffreddamento nonché le varie protuberanze inevitabilmente presenti a bordo di un velivolo producono un ultimo contributo alla resistenza parassita totale. Al fine di semplificare la trattazione, si assume, generalmente, un contributo di resistenza di miscellanea pari all'1.5% della resistenza parassita complessiva.

7.2.2 – Resistenza indotta

La resistenza indotta dipende dalla vorticità indotta dell'ala. Il relativo coefficiente C_{Di} può essere calcolato attraverso le tecniche descritte nell'ambito del precedente capitolo, tenendo in conto anche l'effetto di interferenza provocato dalla presenza della fusoliera.



Figura 7.8 - Schema per la definizione delle forze aerodinamiche agenti sul velivolo.

7.2.3 – Resistenza di trim e portanza del piano orizzontale di coda.

Per calcolare la resistenza di *trim* è necessario valutare dapprima il contributo di portanza offerto dall'impennaggio orizzontale al variare dell'incidenza. Questo può essere calcolato attraverso la risoluzione del sistema delle equazioni di equilibrio alla traslazione lungo l'asse normale al velivolo ed alla rotazione intorno all'asse di beccheggio.

$$\begin{cases} C_{Lw} + C_{Lh} \cdot \frac{S_h}{S} = C_L \\ C_{Lw} \cdot \frac{x_w}{c_w} - C_{Lh} \cdot \frac{(l_t - x_w)}{c_w} \cdot \frac{S_h}{S} + C_{m.ac}^{wb} = 0 \end{cases}$$
(7.11)

In esse compaiono:

- 1. C_{Iw} il coefficiente di portanza dell'ala;
- 2. S_h la superficie del piano orizzontale di coda;
- 3. $C_{m.ac}^{wb}$ il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale. Esso può essere stimato mediante la relazione

$$\left(C_m^{wb} \right)_{a.c.}^{wb} = \left(C_m^w \right)_{a.c.}^w + C_{La}^w \cdot a_{body} \cdot (x_{a.c}^{wb} - x_{a.c.}^w) + C_{m0}^{fus} + C_{ma}^{fus} \cdot a_{body} + C_{m0}^{nac} + C_{ma}^{nac} \cdot a_{body}$$
(7.12)

in cui vengono considerati i contributi dell'ala, della fusoliera e delle gondole dei motori ed in cui compaiono il coefficiente di momento focale dell'ala $(C_m^w)_{a.c.}^w$, il coefficiente della retta di portanza dell'ala C_{La}^w , la posizione longitudinale dei centri aerodinamici dell'ala $x_{a.c.}^w$ e del velivolo parziale $x_{a.c.}^{wb}$, il coefficiente di momento focale della fusoliera C_{m0}^f , il coefficiente di momento focale delle gondole dei motori C_{m0}^{nac} e le derivate prime dei coefficienti di momento della fusoliera e delle gondole dei motori rispetto all'angolo di attacco a_{body} ;

- 4. x_w la distanza del centro aerodinamico del velivolo parziale dal baricentro del velivolo completo;
- 5. l_t la distanza del centro aerodinamico del velivolo parziale dal centro aerodinamico del piano orizzontale di coda;

Prima di procedere con la descrizione della tecnica di risoluzione del sistema di equazioni (7.11), è necessario fornire una stima delle quantità che ivi compaiono per la prima volta nel discorso complessivo del dimensionamento preliminare.

Coefficiente di momento della fusoliera.

Il coefficiente di momento della fusoliera (si tratta di una coppia pura e quindi si può omettere di specificarne il polo), nell'ambito dell'ipotesi di linearità, è rappresentato della seguente espressione in funzione dell'angolo di attacco.

$$C_m^{fus} = C_{m0}^{fus} + C_{ma}^{fus} \cdot a_{body}$$
(7.13)

Ciascuno dei due termini, che compaiono nella formula sopra descritta, può essere calcolato attraverso le formule proposte dal metodo di Multhopp (detto anche metodo delle strisce)

$$C_{m0}^{fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \int_{o}^{l_F} W_F^2 \cdot \left(a_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}\right) \cdot dx$$
(7.14)

$$C_{ma}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot MAC} \cdot \left\{ \int_{0}^{l_{F_1}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial e_u}{\partial a} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_{0}^{l_{F_2}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial e_u}{\partial a} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\}$$
(7.15)

In esse compaiono tre integrali che possono essere calcolati, in prima approssimazione, come sommatorie:

$$C_{m0}^{fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{j=1}^n W_{Fj}^2 \cdot \left(a_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}\right) \cdot \Delta x$$
(7.16)

$$C_{ma}^{fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n_1} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial e_u}{\partial a} \right)_l + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n_2} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial e_u}{\partial a} \right)_l + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\}$$
(7.17)

Le grandezze presenti all'interno di tali espressioni sono le seguenti:

1. $K_2 - K_1$ - fattore di correzione dipendente dal valore del rapporto della lunghezza e del diametro massimo della sezione maestra di fusoliera. Esso viene determinato attraverso il diagramma di figura 7.8;



Figura 7.9 - Diagramma per la determinazione del fattore $K_2 - K_1$ in funzione del rapporto tra la lunghezza della fusoliera ed il diametro equivalente della sezione maestra.

- 2. S la superficie alare di riferimento.
- 3. MAC la corda media aerodinamica dell'ala;
- 4. W_{Fi} la larghezza della sezione j-esima di fusoliera.
- 5. a_{0L}^{w} l'angolo di portanza nulla dell'ala riferito alla retta di costruzione della fusoliera;.
- 6. i_{cl}^{Fus} è l'angolo di incidenza della linea media della fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima, rispetto alla retta di costruzione della fusoliera.
- 7. Δx_i è la lunghezza della j-esima parte della fusoliera.
- 8. $\left(\frac{\partial e_u}{\partial a}\right)_l$ è l'*upwash* che si manifesta in corrispondenza delle sezioni di fusoliera che si trovano anteriormente all'ala. Esso si calcola mediante la seguente formula:

 $\left(\frac{\partial e_u}{\partial a}\right)_1 = \left(\frac{\overline{\partial e_u}}{\partial a}\right) \cdot \frac{C_{La}^w}{0.0785}$ (7.18)

in cui compaiono il coefficiente della retta di portanza dell'ala isolata C_{La}^{w} e la derivata $\frac{\overline{\partial e_{u}}}{\partial a}$ calcolabile per ciascuna sezione attraverso i grafici riportati di seguito. In particolare, il primo di essi viene utilizzato per ricavarne il valore relativo alla striscia di fusoliera adiacente all'ala, mentre il secondo viene



adoperato per ricavarne il valore relativo a tutte le altre strisce poste anteriormente all'ala stessa.

9. $\left(\frac{\partial e_u}{\partial a}\right)_2$ è il *downwash* calcolato in corrispondenza di ciascuna sezione di fusoliera

che si trovi posteriormente all'ala. Esso può essere valutato attraverso la seguente formula.

$$\left(\frac{\partial e_u}{\partial a}\right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{F2}} \cdot \left(1 - \frac{\overline{\partial e}}{\partial a}\right) - 1\right]$$
(7.19)

In essa compaiono il *downwash* sul piano orizzontale di coda $\frac{\overline{\partial e}}{\partial a}$, stimato in corrispondenza del C_L di crociera del velivolo, e le distanze descritte nella figura 7.9.



Figura 7. 11 – Schema delle grandezze utili al calcolo del coefficiente di momento della fusoliera col metodo di Multhopp.

Coefficiente di momento delle gondole dei motori.

Il coefficiente di momento della gondola di un motore (si tratta di una coppia pura e quindi si può omettere di specificarne il polo), nell'ambito della ipotesi di linearità, è rappresentato della seguente espressione in funzione dell'angolo di attacco.

$$C_m^{Nac} = C_{m0}^{Nac} + Cm_a^{Nac} \cdot a_{body}$$
(7.20)

La procedura di calcolo è analoga a quella utilizzata per la fusoliera.

Centro aerodinamico del velivolo parziale.

La posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale, in percentuale della corda media aerodinamica dell'ala, è ottenibile mediante la seguente formula:

$$x_{ac}^{wb} = x_{ac}^{w} - \frac{C_{ma}^{fus}}{C_{La}^{w}}$$
(7.21)

in essa compaiono tutte quantità note a questo punto della trattazione.

Stima preliminare della posizione del baricentro del velivolo completo.

La posizione longitudinale del baricentro del velivolo completo può essere ricavata schematizzando l'aeromobile come un sistema di masse concentrate, una volta che sia nota la massa di ciascuno dei suoi principali elementi e che sia fissata una plausibile posizione dei rispettivi baricentri sulla vista in pianta.

$$x_{CG} = \frac{1}{m_{tot}} \cdot \sum_{i=1}^{n} m_i \cdot x_{CG_i}$$
(7.22)

Conoscere la posizione del baricentro soltanto in una singola condizione di carico non è, ovviamente, sufficiente. Ciò che conta realmente, anche ai fini di una successiva analisi delle proprietà di stabilità e controllo del velivolo, sono le posizioni rispettivamente più avanzata e più arretrata assunte dal baricentro, le quali dipendono dalle differenti possibili condizioni di carico. A titolo di esempio, si riporta il diagramma, proposto in figura 7.11, che mostra l'escursione della posizione del baricentro per il velivolo *Airbus A380-800* calcolata in percentuale della corda media aerodinamica (*RC – reference chord*), al variare delle condizioni di carico.



Figura 7. 12 – Diagramma della posizione del baricentro al variare della condizione di carico del velivolo *Airbus A380-800*. [29]

Risoluzione del sistema di equazioni (7.11) e calcolo della resistenza di trim.

Note tutte le grandezze che figurano all'interno delle equazioni del sistema (7.11), è possibile procedere alla sua risoluzione allo scopo di ricavare i valori dei coefficienti di portanza del piano orizzontale di coda C_L^h e del velivolo completo C_L , per ciascun valore fissato del coefficiente di portanza dell'ala e quindi dell'angolo di attacco a_{body} .

Quindi, a partire dai valori tabellati di $C_L^h = f(a_{body})$, si determina l'entità del coefficiente di resistenza di *trim* mediante la relazione

$$C_{Di}^{h} = \frac{\left(C_{L}^{h}\right)^{2}}{p \cdot AR_{h} \cdot u} \cdot \frac{S_{h}}{S}$$
(7.23)

in cui compaiono l'allungamento alare dell'impennaggio orizzontale AR_h ed il fattore *u* già incontrato nel capitolo precedente.

7.2.4 – Resistenza di compressibilità.

Il contributo alla resistenza del velivolo completo dovuto agli effetti della compressibilità del campo di moto può essere in prima approssimazione considerato coincidente con la resistenza di compressibilità dell'ala e quindi valutabile secondo la tecnica descritta nel capitolo 5.

7.2.5 – Calcolo delle polari aerodinamiche.

La conoscenza di tutti i principali contributi alla portanza ed alla resistenza del velivolo completo, in corrispondenza di una fissata posizione del baricentro nonché di una fissata condizione di volo (caratterizzata da una certa quota e da una certa velocità), consente di costruire la curva polare atta a descriverne il comportamento aerodinamico nelle condizioni scelte.

$$C_{D} = C_{Dp} + C_{Di} + C_{Dtrim} + C_{Dcompr}$$
 $C_{L} = C_{L}^{w} + C_{L}^{h} \cdot \frac{S_{h}}{S}$ (7.24)