

# Capitolo 5

## Aerodinamica delle fusoliere

*Metti qui la citazione.*  
– E qui l'autore

### Indice

---

<b>5.1 Geometria delle fusoliere</b> . . . . .	<b>151</b>
<b>5.2 Fusoliera isolata</b> . . . . .	<b>152</b>
<b>5.3 Combinazione ala-fusoliera</b> . . . . .	<b>161</b>
<b>5.4 Caratteristiche latero-direzionali</b> . . . . .	<b>188</b>

---

### 5.1 Geometria delle fusoliere

La funzione principale della fusoliera dei velivoli è quella di fornire spazio necessario ad alloggiare il “carico pagante” (*payload*), al contrario delle ali che hanno lo scopo principale di fornire la forza sustentatrice. Tipicamente, i velivoli convenzionali vengono dimensionati facendo in modo che, per una data portanza sviluppata dalle ali e per una fusoliera di un determinato volume utile, la loro combinazione dia luogo alla minor resistenza possibile. Conseguentemente, le fusoliere hanno forme geometriche allungate ed affusolate, la cui dimensione longitudinale — la lunghezza — è predominante rispetto alle rimanenti due — altezza e larghezza. Queste ultime hanno, tipicamente, lo stesso ordine di grandezza.

Nella figura 5.1 è rappresentata la fusoliera di un tipico velivolo dell'aviazione generale. In genere i progettisti fissano un opportuno sistema di riferimento *costruttivo*, detto  $(x_c, y_c, z_c)$ , con origine nei pressi dell'estremità anteriore della fusoliera ed assi orientati come nella figura: asse  $x_c$  verso poppa, asse  $y_c$  verso l'ala destra, asse  $z_c$  nel verso piedi-testa del pilota. Nella maggioranza dei casi le fusoliere si presentano come oggetti simmetrici rispetto al piano costruttivo longitudinale  $x_c z_c$ . La retta di riferimento longitudinale  $x_c$  è anche detta *linea di galleggiamento*, prendendo in prestito una terminologia navale. Se la fusoliera fosse posta in acqua come corpo galleggiante, la linea di galleggiamento si otterrebbe intersecando il piano del pelo libero del liquido con il piano di simmetria del corpo.

Rispetto al riferimento costruttivo si definiscono i parametri caratteristici della fusoliera: la lunghezza  $l_B$ , la massima larghezza di sezione  $b_B$  e la massima altezza di sezione  $h_B$ . Inoltre, così come per un'ala e per un velivolo completo, si definisce l'incidenza della corrente asintotica, individuata dall'angolo d'attacco  $\alpha_B$  e dall'angolo di derapata  $\beta_B$ . L'angolo d'attacco è quello formato dalla linea di galleggiamento con la proiezione di  $V_\infty$  sul piano di simmetria. L'angolo di derapata è formato dal vettore velocità asintotica  $V_\infty$  con il piano di simmetria della fusoliera.

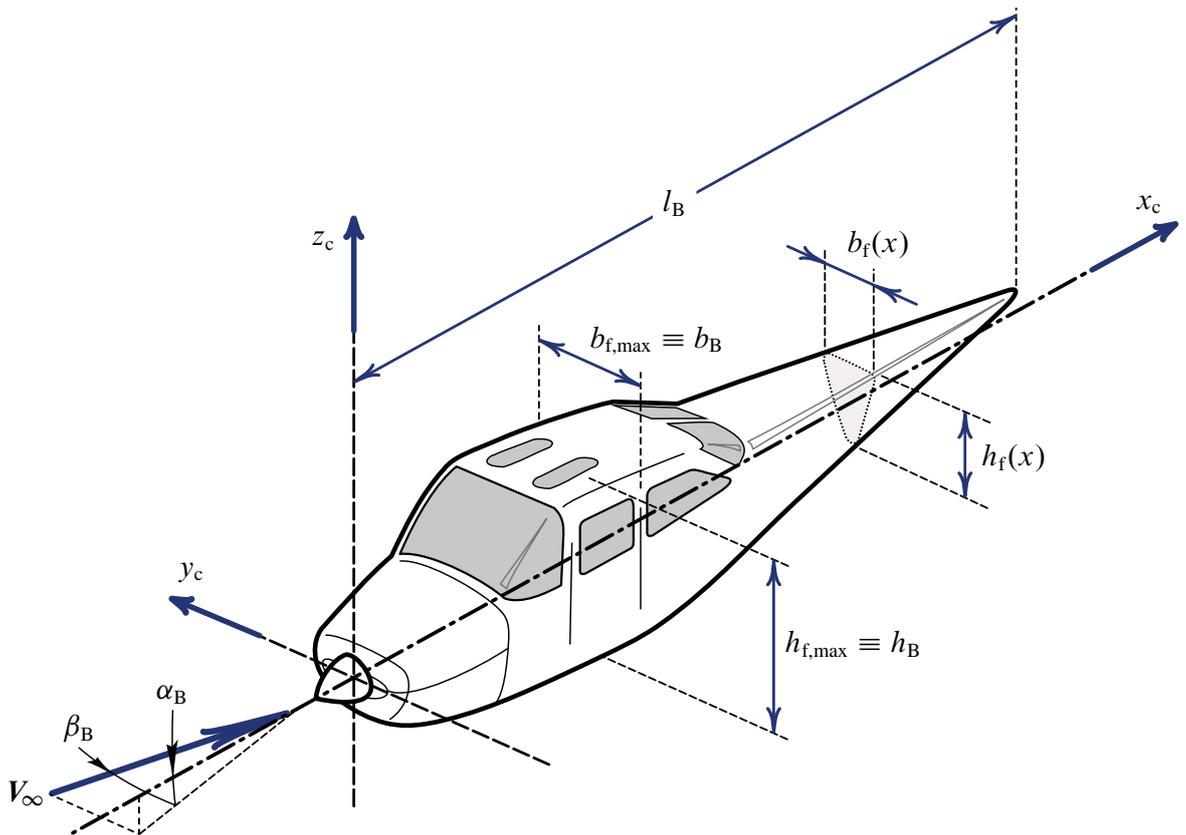


Figura 5.1 Parametri geometrici di una fusoliera.

In questo capitolo verrà usato il pedice  $(\cdot)_B$  per le quantità globali o di riferimento per la fusoliera (*Body*). Il pedice  $(\cdot)_f$  verrà usato per indicare una grandezza locale, variabile lungo l'asse longitudinale della fusoliera. Ne sono un esempio l'altezza locale  $h_f(x)$  e la larghezza locale  $b_f(x)$  della figura 5.1.

## 5.2 Fusoliera isolata

### 5.2.1 Forze e momenti sulla fusoliera isolata

Per una fusoliera, considerata isolatamente ed immersa in una corrente di velocità asintotica  $V_\infty$ , si definiscono secondo le solite convenzioni le forze ed i momenti aerodinamici risultanti:

$$\begin{array}{ll}
 \text{Resistenza:} & D_B = C_{D_B} \bar{q}_\infty S_{\text{ref}} \\
 \text{Forza laterale:} & Y_B = C_{Y_B} \bar{q}_\infty S_{\text{ref}} \\
 \text{Portanza:} & L_B = C_{L_B} \bar{q}_\infty S_{\text{ref}} \\
 \text{Momento di rollio:} & \mathcal{L}_B = C_{\mathcal{L}_B} \bar{q}_\infty S_{\text{ref}} l_{\text{ref}} \\
 \text{Momento di beccheggio:} & \mathcal{M}_B = C_{\mathcal{M}_B} \bar{q}_\infty S_{\text{ref}} l_{\text{ref}} \\
 \text{Momento di imbardata:} & \mathcal{N}_B = C_{\mathcal{N}_B} \bar{q}_\infty S_{\text{ref}} l_{\text{ref}}
 \end{array} \quad (5.1)$$

Il polo dei momenti deve essere specificato necessariamente. Ad esempio, si può scegliere l'origine del riferimento costruttivo oppure, più convenientemente, si può considerare il punto della fusoliera in cui andrà a capitare il baricentro del velivolo completo.

Si osservi che quando si studiano corpi affusolati come le fusoliere isolate o i dirigibili, detto  $\mathcal{V}_B$  il volume, si sceglie per convenzione una lunghezza di riferimento  $l_{\text{ref}} = \mathcal{V}_B^{1/3}$  ed una corrispondente superficie di riferimento  $S_{\text{ref}} = \mathcal{V}_B^{2/3}$ . D'altra parte, se si considera

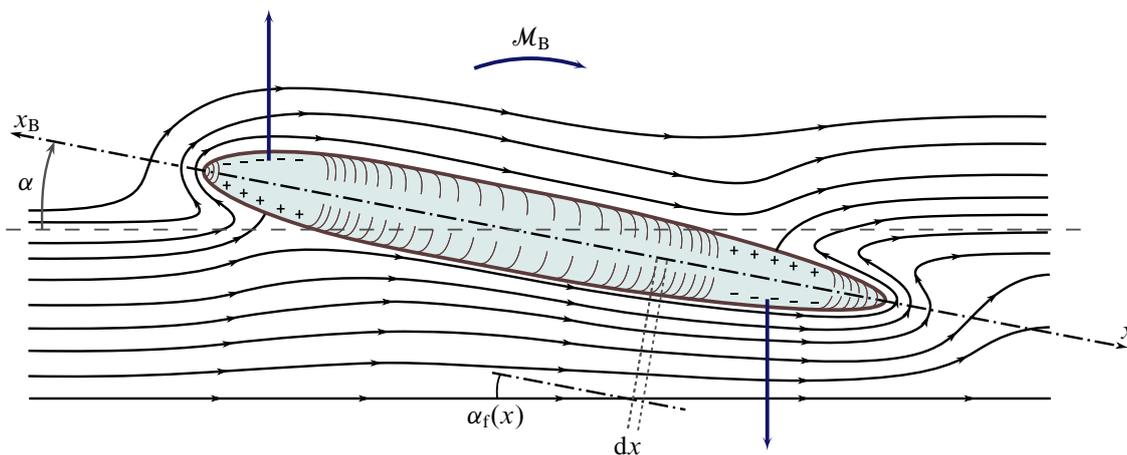
il caso della fusoliera si deve osservare che essa sviluppa forze e momenti aerodinamici che concorrono agli equilibri alla traslazione ed alla rotazione dell'intero aeromobile. Ciò significa anche che l'aerodinamica della fusoliera ha un effetto significativo sulla stabilità statica longitudinale e latero-direzionale del volo. Pertanto, nelle relazioni (5.1) andranno utilizzate la superficie alare ( $S_{\text{ref}} = S_W \equiv S$ ), la corda media aerodinamica dell'ala per il momento di beccheggio ( $l_{\text{ref}} = \bar{c}$ ) e l'apertura alare per i momenti di rollio ed imbardata ( $l_{\text{ref}} = b$ ).

Più avanti in questo capitolo vedremo che, ad esempio, il contributo della fusoliera all'equilibrio ed alla stabilità statica al beccheggio dell'intero velivolo va valutato correttamente tenendo conto del fatto che essa è integrata nella configurazione aerodinamica complessiva dell'aeromobile. Si dovranno distinguere allora il momento di beccheggio della fusoliera isolata  $\mathcal{M}_B$  dal momento di beccheggio  $\mathcal{M}_{B(W)}$ . Quest'ultimo è il momento risultante della fusoliera calcolato tenendo in conto gli effetti della presenza dell'ala. Prima di affrontare questo argomento, nel prossimo paragrafo richiameremo alcuni concetti fondamentali connessi con l'aerodinamica delle fusoliere isolate.

## 5.2.2 Risultati teorici di Munk

L'aerodinamica dei corpi affusolati fu studiata sistematicamente da Munk [36] negli anni successivi al 1920. In quel periodo storico l'interesse dell'aviazione era rivolto in particolare all'uso dei dirigibili. D'altra parte, le fusoliere dei velivoli convenzionali, considerate come corpi isolati, hanno parametri di ingombro che le classifica come forme affusolate, al pari di quelle dei dirigibili.

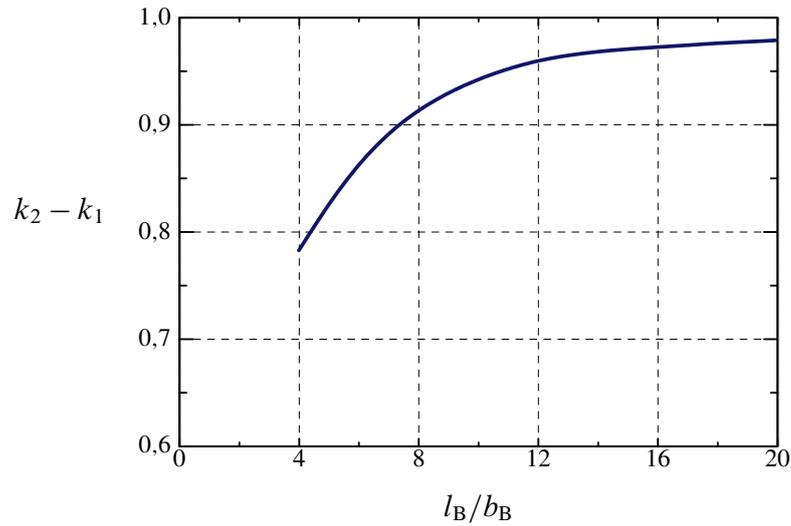
Molte delle conclusioni della teoria di Munk valgono se viene trascurata la viscosità del fluido. In tale ipotesi, per corpi di rivoluzione e in generale per corpi snelli, la distribuzione delle pressioni determinata da una corrente incidente con angolo di derapata nullo corrisponde ad una forza aerodinamica risultante sempre nulla al variare dell'angolo d'attacco ( $\alpha_B \equiv \alpha$ ) e ad un momento di beccheggio *non* nullo  $\mathcal{M}_B$ . A tal proposito si esaminano la figura 5.2.



**Figura 5.2** Fusoliera isolata immersa in un flusso ideale simmetrico.

L'azione aerodinamica su una fusoliera isolata è dunque rappresentata da una coppia pura o "coppia libera". Ciò è vero a meno degli effetti dovuti alla presenza degli strati limite tridimensionali che deteriorano il recupero di pressione nella regione poppiera e determinano delle zone di separazione della vena fluida sempre più ampie al crescere dell'incidenza (si veda più avanti a tal proposito la figura 5.5 a pagina 156).

Si osservi che la presenza di una coppia libera è una situazione che somiglia a quella, già incontrata in precedenza, di un'ala finita investita da una corrente ideale ad un angolo



**Figura 5.3** Coefficiente di massa apparente della fusoliera.

d'attacco di portanza nulla. Anche in quella circostanza la forza aerodinamica risultante è nulla e da considerarsi applicata in un punto all'infinito. Nel caso di una fusoliera in flusso ideale si ha la situazione ancora più particolare in cui la risultante aerodinamica si mantiene nulla al variare dell'incidenza quindi il momento risultante può non essere associato ad un polo in particolare.

Dall'esame della figura 5.2 nella pagina precedente, si osserva che per un corpo assial-simmetrico investito da una corrente ad angolo d'attacco positivo il segno del momento di beccheggio è positivo, cioè di verso cabrante. Munk ha mostrato che il momento aerodinamico instabilizzante  $\mathcal{M}_B$ , agente su una fusoliera isolata, è linearmente crescente al crescere di  $\alpha$ , con una pendenza

$$\frac{\partial \mathcal{M}_B}{\partial \alpha} = 2 (k_2 - k_1) \bar{q}_\infty \mathcal{V}_B \quad (5.2)$$

La (5.2) indica che il rateo di crescita del momento è direttamente proporzionale al volume della fusoliera  $\mathcal{V}_B$ , oltre che alla pressione dinamica della corrente. Il fattore di proporzionalità, a meno del 2, è dato dal gruppo in parentesi tonde,  $(k_2 - k_1)$ , detto *coefficiente di massa apparente* della fusoliera.

Il coefficiente di massa apparente  $(k_2 - k_1) \equiv k_{am}$  (“am” sta per *apparent mass*), introdotto da Munk proprio come differenza fra due costanti, tiene conto del fatto che una fusoliera nel suo moto all'interno del mezzo fluido, che sia esso ritenuto viscoso o ideale, sposta una quantità di massa fluida non trascurabile rispetto alla massa propria (a differenza di un'ala o di un qualsiasi altro corpo molto snello). Questo fenomeno è particolarmente evidente per i dirigibili, che hanno dimensioni considerevoli e spostano nel loro moto masse d'aria considerevoli, ed è ancora più accentuato per solidi immersi in acqua, cioè in un mezzo che ha una densità mille volte superiore a quella dell'aria. Gli effetti di questo fenomeno sulle forze e sui momenti agenti sul corpo in moto nel fluido sono spiegati dal punto di vista teorico attribuendo al solido una massa maggiorata di un quantità detta, appunto, “massa addizionale apparente” (*apparent mass*). Senza entrare nei dettagli teorici di questo argomento, va osservato che il coefficiente  $k_{am}$  esprime il rapporto tra la quantità volumetrica di fluido spostato dalla fusoliera ed il proprio volume,  $\mathcal{V}_B$ . Il coefficiente di massa apparente è fissato dal rapporto di snellezza della fusoliera,  $l_B/b_B$ , come si vede dalla figura 5.3.

Potendo considerare, con buona approssimazione, le fusoliere come dei corpi fusiformi (solidi di rivoluzione), aventi sezioni di ingombro variabile procedendo dalla regione pro-

diera a quella poppiera, suddivisibili in tronchi cilindrici di spessore infinitesimo, la (5.2) può essere riscritta in forma adimensionale mettendo in evidenza i contributi dei singoli tronchi. La derivata del coefficiente di momento sarà dunque data dalla formula

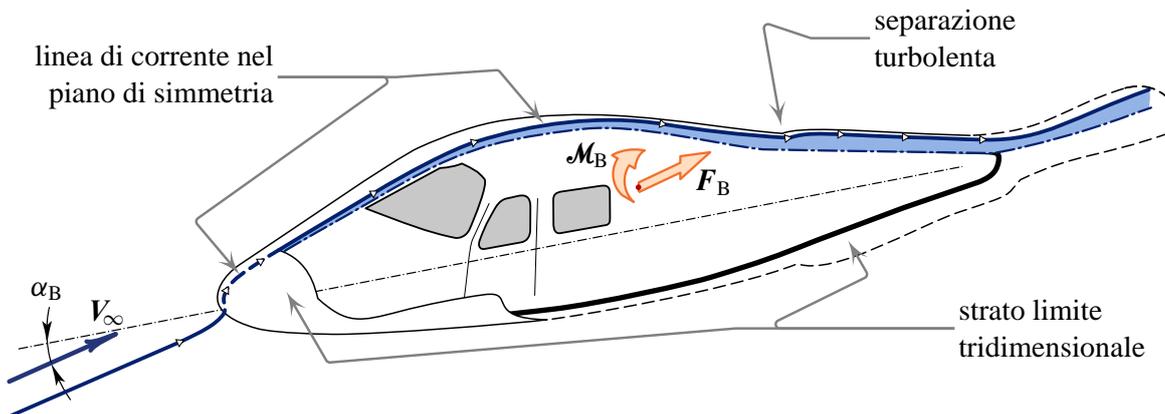
$$\left(\frac{\partial C_M}{\partial \alpha}\right)_B = \frac{1}{\bar{q}_\infty S_{\text{ref}} l_{\text{ref}}} \left(\frac{\partial \mathcal{M}_B}{\partial \alpha}\right) = \frac{\pi(k_2 - k_1)}{2 S_{\text{ref}} l_{\text{ref}}} \int_0^{l_B} b_f(x)^2 dx \quad (5.3)$$

dove la  $x$  è una coordinata longitudinale che corre lungo la linea di galleggiamento (nulla in corrispondenza della prua e pari ad  $l_B$  in corrispondenza della poppa) e  $b_f$  è il diametro locale.

La (5.3) è da ritenersi approssimata nel senso che essa è ricavata assumendo un corpo assialsimmetrico, circostanza non sempre verificata per le fusoliere dei velivoli. Per fusoliere non assialsimmetriche la  $b_f(x)$  sarà la larghezza locale della sezione (o il raggio di una sezione circolare equivalente). Se si vuole, la formula (5.3) potrà essere utilizzata per il calcolo della pendenza  $(\partial C_M / \partial \beta)_B$  del momento di imbardata rispetto all'angolo di derapata. In tal caso la  $b_f(x)$  dovrà essere sostituita dall'altezza locale  $h_f(x)$  della sezione di fusoliera.

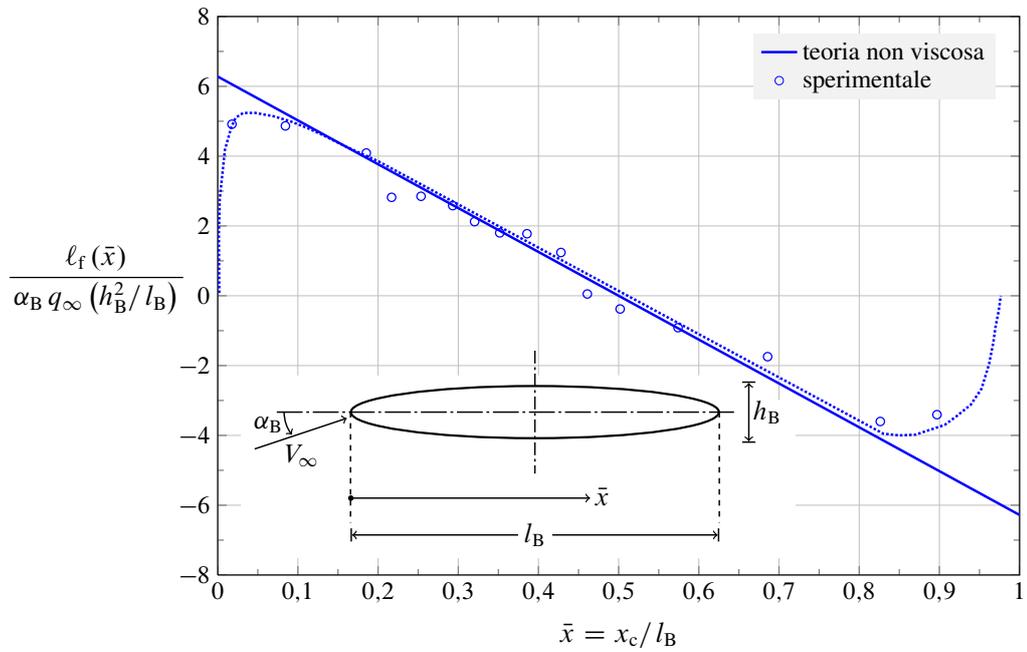
Va osservata una seconda semplificazione contenuta nella (5.3), in verità accettabile per una fusoliera isolata. L'integrale a secondo membro rappresenta la somma di diversi contributi dovuti ai singoli tronchi cilindrici, di estensione  $dx$  e disposti alla generica coordinata  $x$ . Ciascun tronco è considerato isolato e parte di un cilindro di lunghezza infinita, di raggio  $b_f(x)$ , investito da una corrente asintotica di incidenza costante  $\alpha_f(x) \equiv \alpha_B$ . Questo tipo di schematizzazione del problema è noto anche col nome di *metodo delle striscie (strip method)*.

### 5.2.3 La realtà sperimentale

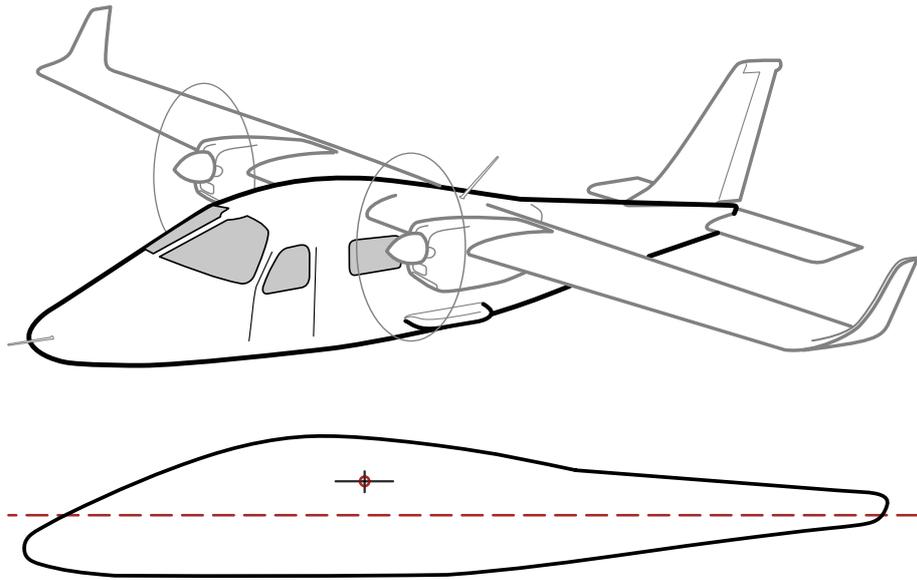


**Figura 5.4** Strato limite tridimensionale di una fusoliera isolata immersa in un flusso simmetrico. Azioni aerodinamiche risultanti: forza e momento rispetto ad un polo prescelto.

Le tipiche forme di fusoliera investite da un flusso reale saranno soggette certamente ad una forza risultante aerodinamica *non* nulla, seppure di piccola entità (decisamente inferiore al peso dell'intero velivolo o alla portanza sviluppata dall'ala in condizioni di crociera). Per fusoliere reali di forma affusolata tale forza coincide essenzialmente con una resistenza, a conferma del fatto che esse vengono spesso dette *corpi non portanti*. Nella figura 5.4 è rappresentata una fusoliera investita da una corrente subsonica e si osserva che la resistenza è dovuta principalmente allo strato limite tridimensionale che circonda il corpo.



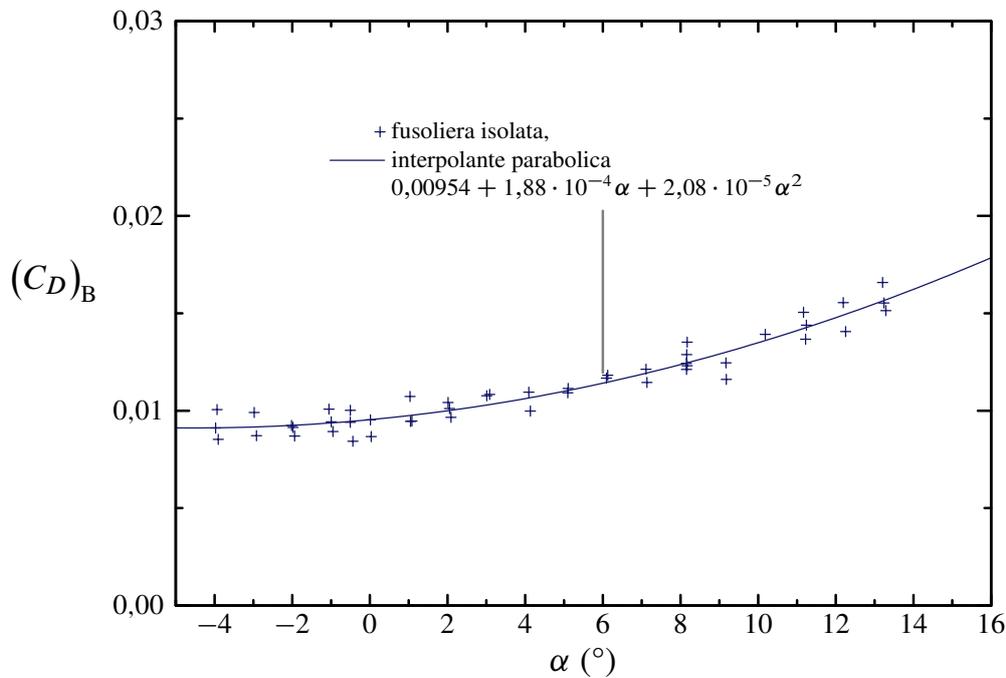
**Figura 5.5** Tipico andamento della portanza per unità di lunghezza  $\ell_f(x_c)$  per un corpo assial-simmetrico isolato, immerso in una corrente ad incidenza  $\alpha_B$  (valido per piccoli angoli d'attacco; valori riprodotti dal testo di Schlichting e Truckenbrodt [14]). Le curve si riferiscono ad un ellissoide di rivoluzione con rapporto fra i semiassi pari ad 1 : 7.



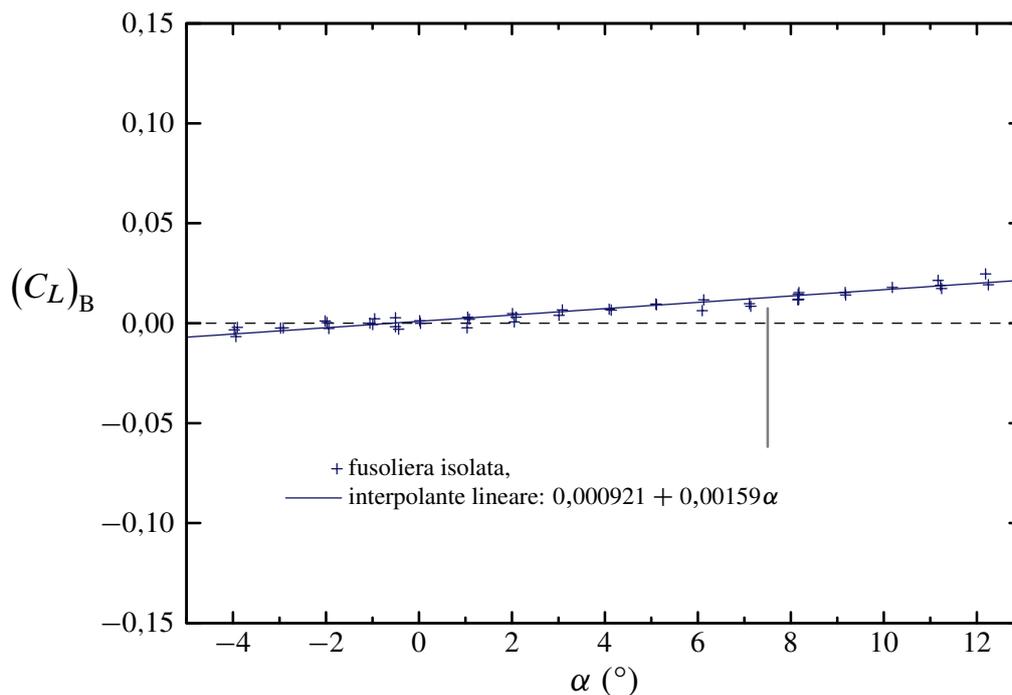
**Figura 5.6** Vista prospettica e vista laterale della fusoliera del velivolo Tecnam P2006. Sono indicate la retta di riferimento e la posizione del polo nominale per il calcolo del momento di beccheggio nelle prove in galleria del vento.

Per poter apprezzare gli effetti della viscosità — e, come vedremo più avanti, della presenza dell'ala — sulle caratteristiche aerodinamiche della fusoliera, è utile introdurre la *portanza per unità di lunghezza* sviluppata da un corpo affusolato. Essa si definisce come quella grandezza  $\ell_f(x_c)$ , misurata in N/m e variabile lungo l'asse longitudinale, tale che

$$L_B = \int_0^{l_B} \ell_f(x_c) dx_c \quad (5.4)$$

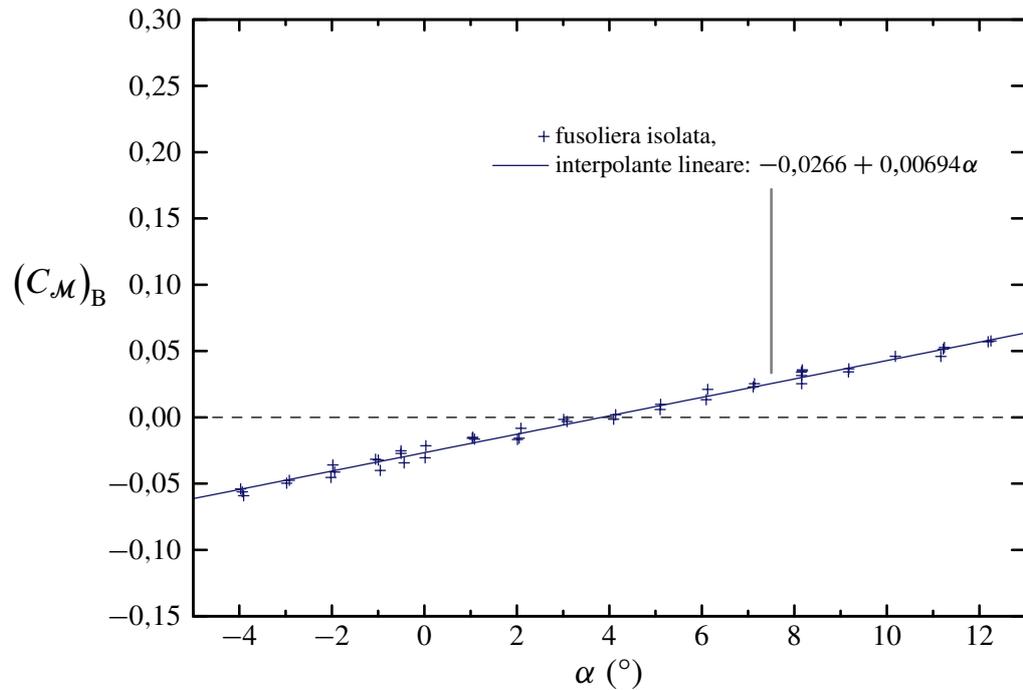


**Figura 5.7** Coefficiente di resistenza della fusoliera isolata del velivolo Tecnam P2006 (superficie di riferimento  $S_{ref}$  coincidente con la superficie alare  $S$  del velivolo).



**Figura 5.8** Coefficiente di portanza della fusoliera isolata del velivolo Tecnam P2006 (superficie di riferimento  $S_{ref}$  coincidente con la superficie alare  $S$  del velivolo).

In altre parole,  $\ell_f dx_c$  è il contributo alla portanza totale  $L_B$  dovuto al tronco di fusoliera di spessore  $dx_c$ . Un esempio che mostra una distribuzione della portanza per unità di lunghezza lungo l'asse longitudinale è dato dalla figura 5.5. Nel grafico sono riportati i valori sperimentali di  $\ell_f$  resi adimensionali dividendoli per l'angolo d'attacco  $\alpha_B$  (espresso in radianti) e per  $q_\infty h_B^2 / l_B$ . Il diagramma si riferisce ad un ellissoide di rivoluzione con rapporto fra i semiassi pari ad 1 : 7 ed è valido per piccoli angoli d'attacco, sia positivi che negativi (ma non per l'angolo d'attacco nullo, condizione nella quale la  $\ell_f$  è identicamente



**Figura 5.9** Coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera isolata del velivolo Tecnam P2006 rispetto ad un polo nominale di riduzione (superficie  $S_{\text{ref}}$  e corda  $c_{\text{ref}}$  di riferimento coincidenti con la superficie alare  $S$  e con la corda media aerodinamica  $\bar{c}$ ).

nulla).

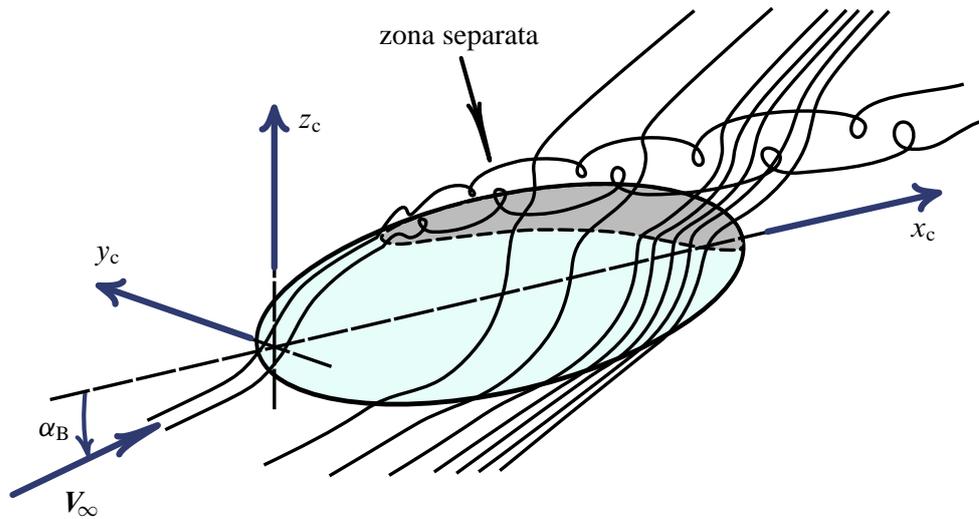
In accordo con la teoria di Munk, un flusso ideale determinerebbe una distribuzione  $\ell_f(x_c)$  ad integrale nullo sull'intervallo  $[0, l_B]$ . Nella realtà si osserva che un flusso viscoso presenta una distribuzione con risultante non nulla, che risente principalmente degli effetti viscosi nella parte poppiera. Ne risulta un ingrossamento dello strato limite ed una separazione della vena fluida, con conseguente decadimento del valore assoluto di  $\ell_f$ . Nel diagramma della figura 5.5 si può ritenere che esiste una zona di separazione poppiera per  $x_c \geq 0,97l_B$ , nella quale  $\ell_f \approx 0$ .

Per quanto riguarda il momento di beccheggio, per fusoliere reali isolate in flusso viscoso si continuerà ad avere una dipendenza lineare dall'angolo d'attacco, fino ad incidenze di moderata entità (fino ai  $10 \div 12^\circ$ ). Tuttavia, stante il fatto che la risultante aerodinamica è non nulla, il momento dipenderà dalla scelta del polo.

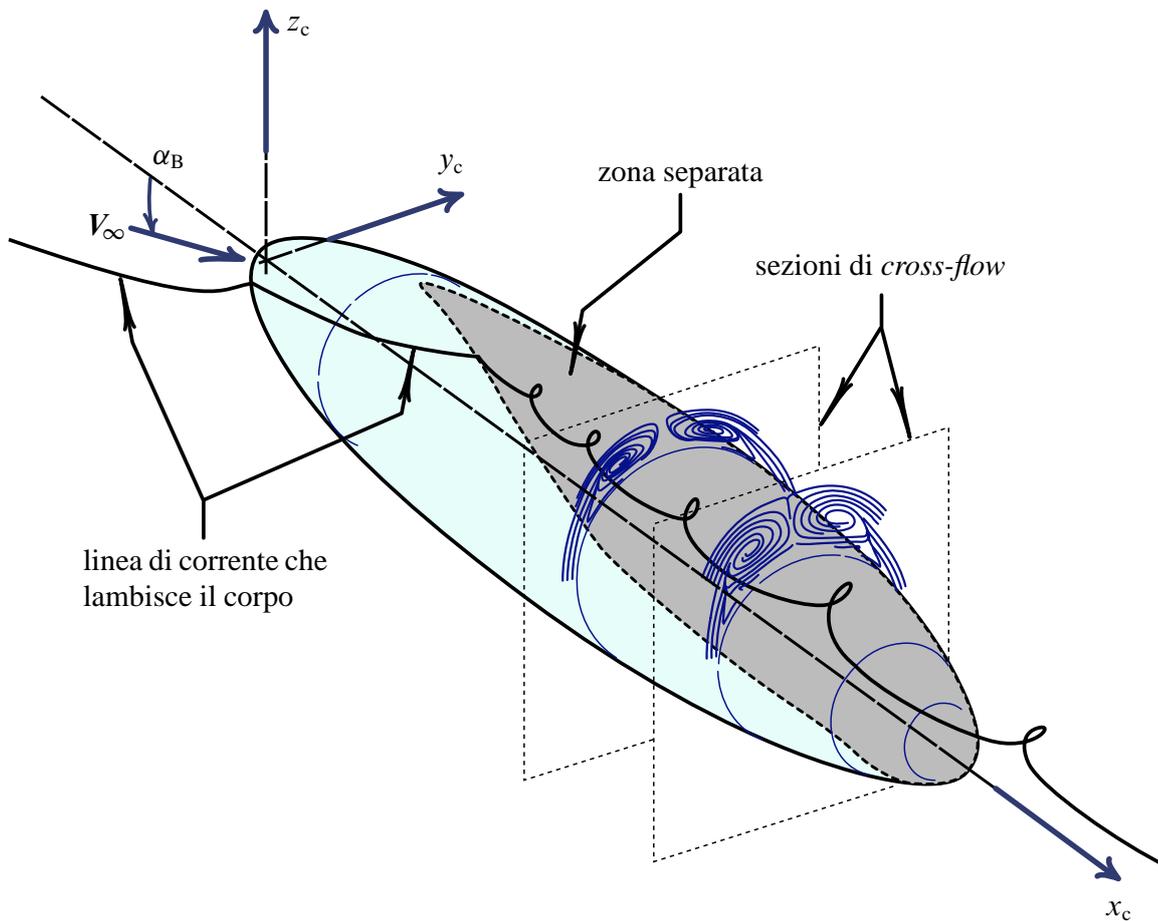
Pertanto, se nella fase di dimensionamento preliminare di un velivolo occorre effettuare stime di particolare accuratezza, andrà posto anche per la fusoliera il problema della riduzione dell'intera azione aerodinamica ad una forza applicata in un dato punto e ad un momento rispetto ad esso.

D'altra parte, è possibile verificare quanto siano accettabili, in prima approssimazione, le conclusioni della teoria di Munk, osservando i valori sperimentali dei coefficienti di resistenza, di portanza e di momento di beccheggio di una fusoliera reale. La figura 5.6 a pagina 156 mostra la forma della fusoliera del velivolo dell'aviazione generale Tecnam P2006 (le caratteristiche principali di questo velivolo sono riassunte più avanti nella tabella 5.1 a pagina 183).

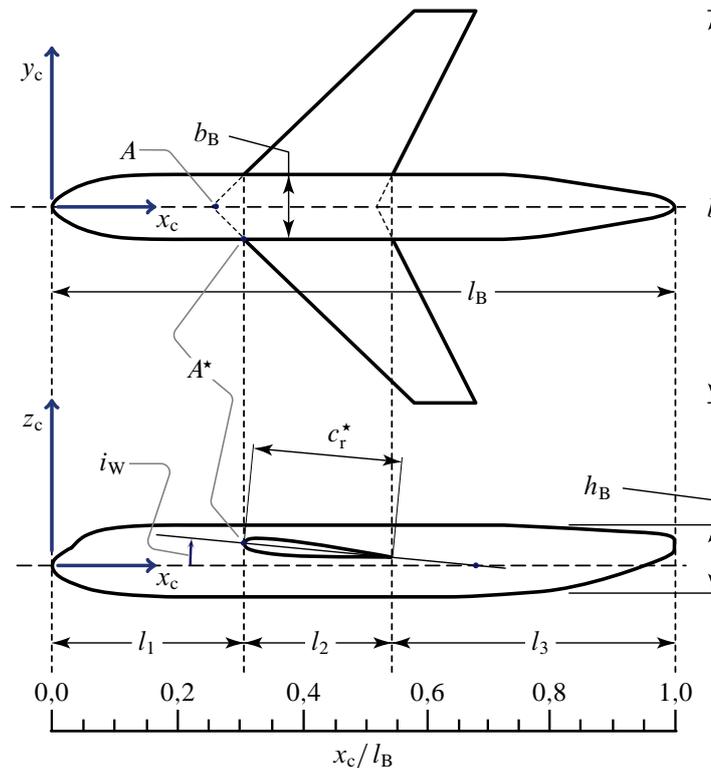
I grafici nelle figure 5.7, 5.8 e 5.9 riportano alcuni risultati ottenuti tramite sperimentazioni in galleria del vento. In essi si possono osservare dei coefficienti di portanza e resistenza significativamente bassi rispetto a quelli tipici dell'ala e del velivolo completo, come ci si aspetta per un corpo affusolato. Si osserva inoltre un coefficiente di momento che varia con una legge ben approssimata da una funzione lineare dell'angolo d'attacco. I coefficienti rappresentati nelle figure 5.7, 5.8 e 5.9 sono stati calcolati utilizzando le di-



(a) Vista prospettica anteriore.

(b) Vista prospettica posteriore e campi di moto di *cross-flow* in due piani trasversali.

**Figura 5.10** Rappresentazione qualitativa delle linee di corrente in prossimità di un corpo assial-simmetrico ad elevato angolo d'attacco. La zona di separazione è caratterizzata dal distacco di vortici di particolare intensità.

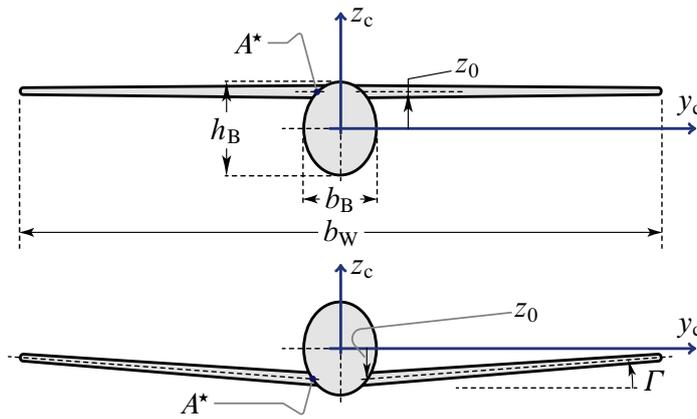


**Figura 5.11** Definizioni relative alla configurazione ala-fusoliera (vista dall'alto e vista laterale).

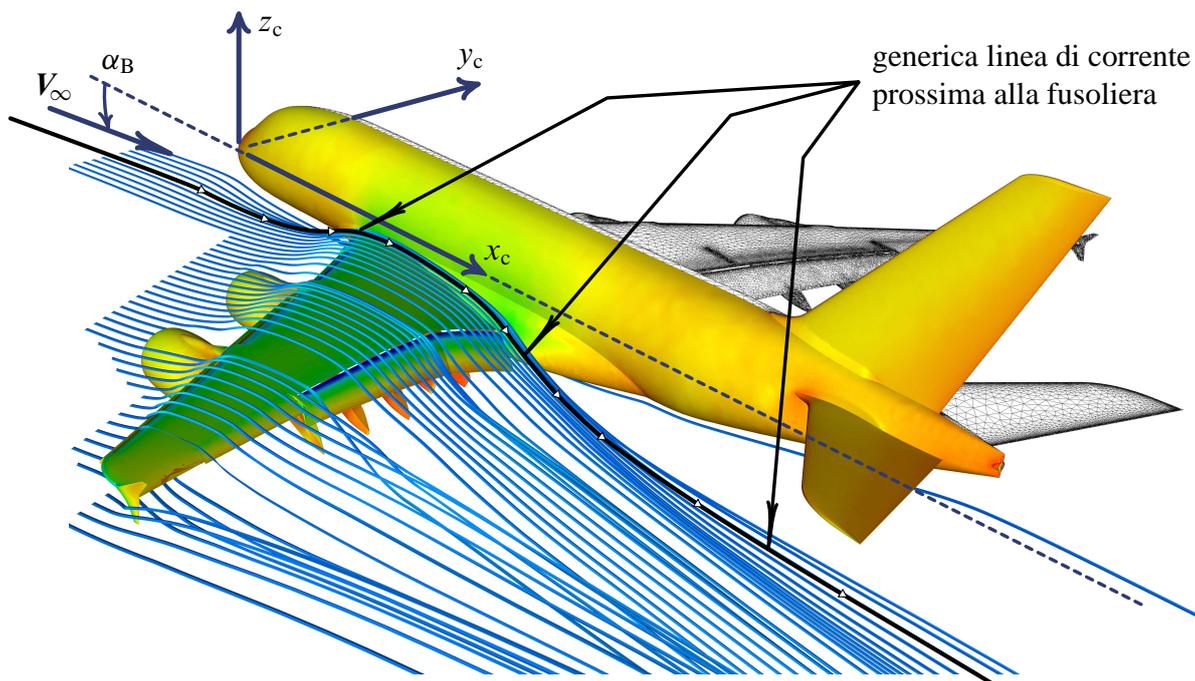
mensioni di riferimento del velivolo ( $S_{\text{ref}} = S$ ,  $l_{\text{ref}} = \bar{c}$ ) e sono direttamente confrontabili con gli analoghi coefficienti relativi all'ala isolata, alla configurazione ala-fusoliera o alla configurazione completa.

Il comportamento aerodinamico delle fusoliere agli alti angoli d'attacco può essere descritto qualitativamente con l'ausilio di un ulteriore esempio rappresentativo. Nella figura 5.10 nella pagina precedente è raffigurato un corpo fusiforme isolato investito simmetricamente da una corrente ad elevata incidenza. Il fenomeno che viene posto in evidenza è la separazione della vena fluida nella parte superiore e posteriore del corpo. Tipicamente, questa situazione si verifica per un ellissoide di rivoluzione con un rapporto tra i due semiassi di 1 : 7, ad un angolo d'attacco  $\alpha_B$  di circa  $18^\circ$ . Nella figura 5.10a la vista prospettica anteriore mostra l'evoluzione nel campo fluidodinamico di alcune linee di corrente che scorrono nei pressi del corpo. Tra queste, quelle che passano più vicine al piano di simmetria vengono "catturate" da una zona vorticoso che viene a formarsi nella parte superiore del corpo. In questa situazione si evidenziano chiaramente due vortici controrotanti che si staccano dalla parte anteriore della zona separata. La figura 5.10b mostra due sezioni trasversali del campo fluidodinamico intorno all'ellissoide in cui sono raffigurate le linee di flusso del campo di moto di *cross-flow*. Lo scopo è di evidenziare la presenza dei nuclei vorticosi all'interno della zona di flusso separato.

Il distacco di vortici per separazione turbolenta nella zona prodiera di corpi affusolati si verifica anche per fusoliere reali poste ad elevate incidenze. L'intensità dei vortici può essere tale che la curva del coefficiente di portanza della fusoliera isolata presenti una crescita non lineare con l'angolo d'attacco, analogamente a quanto avviene nel caso delle ali a delta.



**Figura 5.12** Definizioni relative alla configurazione ala-fusoliera (vista frontale).



**Figura 5.13** Campo aerodinamico intorno ad un velivolo completo. Le linee di corrente in prossimità della fusoliera subiscono una significativa deviazione per effetto della portanza dell'ala. Vicino alla parte anteriore della giunzione ala-fusoliera vi è una sensibile deviazione verso l'alto (*upwash*). A valle del bordo d'uscita della corda di radice si nota l'effetto del *downwash* dovuto alla vorticità alare.

## 5.3 Combinazione ala-fusoliera

Una tipica combinazione ala-fusoliera è schematizzata nelle figure 5.11 e 5.12. Per stabilire il posizionamento dell'ala rispetto alla fusoliera è necessario definire la distanza  $l_1$  dalla prua del punto  $A^*$  (bordo d'attacco della effettiva corda di radice  $c_r^*$ ), la sua coordinata  $z_0$  (positiva se al di sopra, negativa se al di sotto del piano di galleggiamento  $x_c y_c$ ) e l'angolo di calettamento  $i_w$ .

### 5.3.1 Aspetti fluidodinamici dell'interferenza ala-fusoliera

Un aspetto molto importante nella valutazione del comportamento aerodinamico delle fusoliere è legato al fatto che esse non si presentano mai in forma isolata. Una fusoliera è

integrata nella configurazione aerodinamica del velivolo ed il flusso che la investe è soggetto prevalentemente all'induzione del sistema vorticoso alare. Inoltre, la combinazione ala-fusoliera può risentire in modo più o meno accentuato dei fenomeni di separazione della vena fluida che possono verificarsi localmente sulla superficie della fusoliera nelle zone di raccordo con l'ala (*wing-body fairings*).

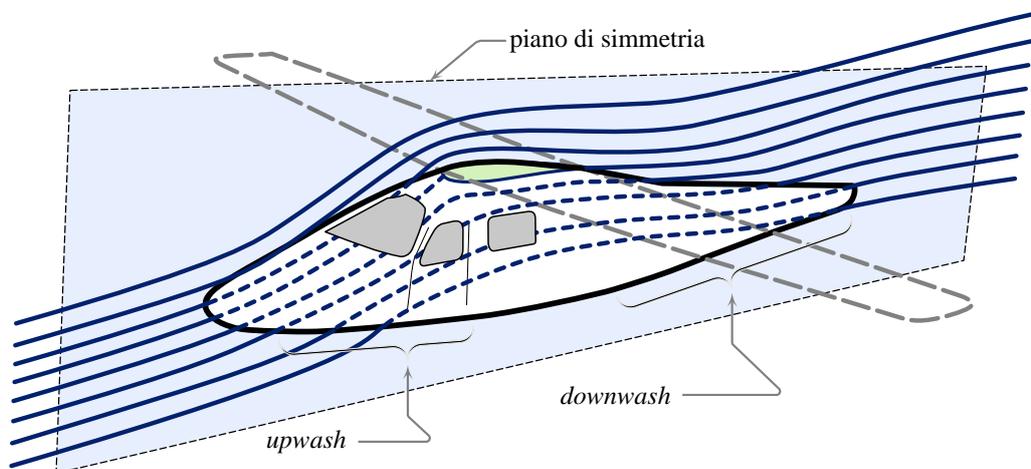
Nella figura 5.13 nella pagina precedente è rappresentato il campo aerodinamico intorno ad un velivolo da trasporto commerciale ad ala bassa in condizioni di alta portanza. Sono evidenziate le linee di corrente in prossimità della fusoliera e la significativa deviazione che esse subiscono, sia per effetto della portanza dell'ala sia per la conformazione della giunzione ala-fusoliera.

Se si pensa al sistema aerodinamico costituito dall'insieme *wing-body*, investito da una corrente asintotica di assegnata incidenza, si deve considerare che la fusoliera è immersa nel campo fluidodinamico prodotto dall'ala e che, a sua volta, l'ala stessa è immersa nel campo fluidodinamico prodotto dalla fusoliera. L'effetto della presenza dell'ala sulle caratteristiche aerodinamiche della fusoliera e, viceversa, quello della presenza della fusoliera sulle caratteristiche dell'ala, è un esempio di *interferenza aerodinamica*: ciascun componente della configurazione aerodinamica non funziona come dovrebbe, se fosse isolato, a causa della presenza di altri componenti.

Il termine "interferenza" è stato introdotto con l'avvento di alcuni metodi di analisi approssimata del flusso intorno al sistema ala-fusoliera. In alcune teorie aerodinamiche approssimate vengono determinati inizialmente il campo fluidodinamico intorno all'ala e, separatamente, quello intorno alla fusoliera. Dall'analisi dei due moti vengono valutati successivamente gli effetti della mutua interferenza. La valutazione sperimentale dell'interferenza aerodinamica ala-fusoliera è sempre necessaria nelle fasi di progettazione di un velivolo. Le prove in galleria del vento forniscono indicazioni indispensabili sull'effettivo comportamento del velivolo parziale, che non sarebbero facilmente valutabili con le teorie aerodinamiche semplificate o con le analisi numeriche più sofisticate.

### Flusso simmetrico

La figura 5.14 mostra il campo di moto indotto dall'ala isolata nel piano di simmetria longitudinale per una corrente asintotica simmetrica. Nella valutazione delle forze e dei momenti aerodinamici agenti sulla fusoliera *in presenza dell'ala*, il campo di moto della figura 5.14 deve essere sovrapposto alla corrente asintotica uniforme di velocità  $V_\infty$ . Scor-



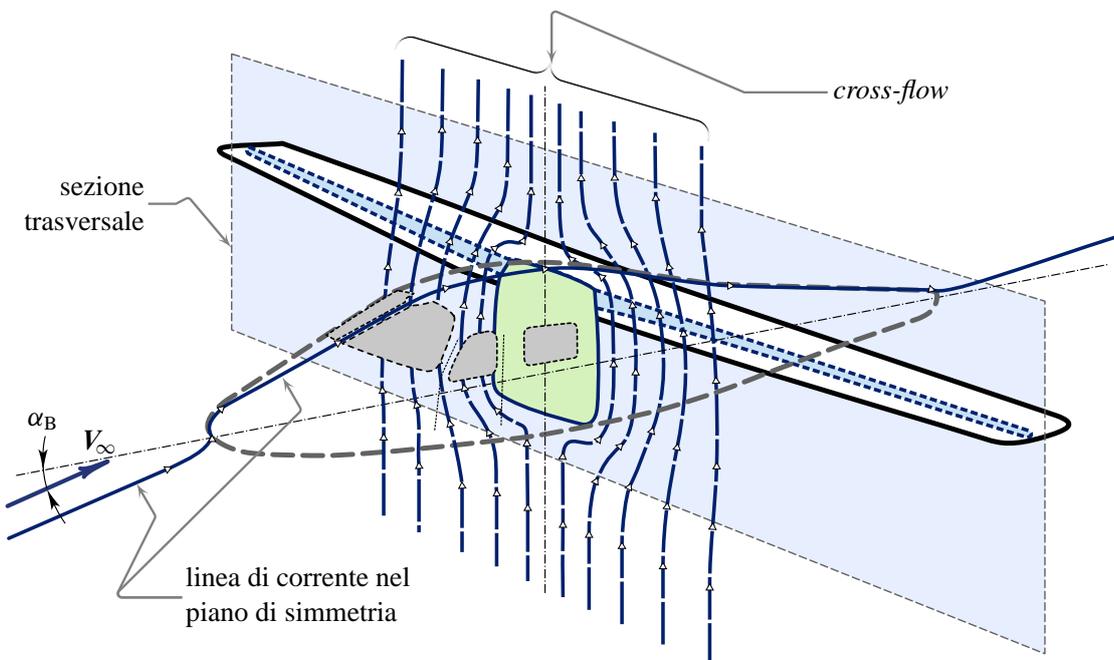
**Figura 5.14** Interferenza aerodinamica dell'ala sulla fusoliera. È rappresentato il campo di moto indotto dall'ala isolata nel piano di simmetria longitudinale. A causa della presenza dell'ala la fusoliera risulta esposta ad un flusso curvo, rappresentato in linea continua.

rendo la direzione dell'asse longitudinale della fusoliera, si osserva che l'induzione alare determina una deviazione locale della corrente verso l'alto nella zona anteriore (*upwash*) e deviazioni verso il basso nella zona posteriore (*downwash*). Nella zona di compenetrazione tra l'ala e la fusoliera — compresa tra il bordo d'attacco ed il bordo d'uscita della corda di radice — si ha un *downwash* costante e le linee di corrente si presentano sostanzialmente parallele alla corda.

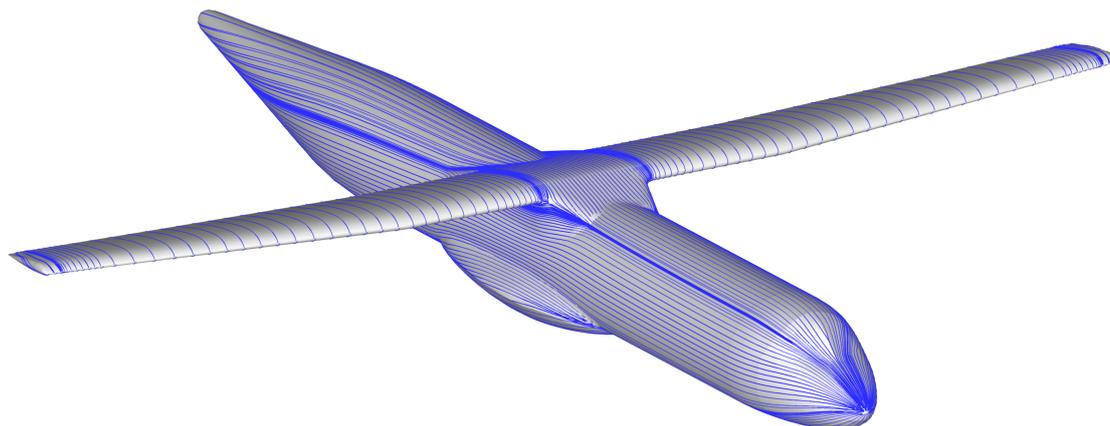
Dalle precedenti considerazioni si deduce quindi che, a causa della presenza dell'ala, la fusoliera risulta esposta ad un “flusso curvo”. In altri termini, mentre per la fusoliera isolata il flusso asintotico — detto anche *on-set flow* — è uniforme, per ricavare i coefficienti aerodinamici della fusoliera che tengano conto dell'interferenza dell'ala si deve considerare un flusso *on-set* non uniforme. Quest'ultimo, data la posizione tipicamente avanzata delle ali nelle configurazioni tradizionali, determina un momento di beccheggio cabrante rispetto al baricentro del velivolo. Questa tendenza a cabrare si aggiunge a quella mostrata dalla fusoliera isolata ad angoli di incidenza positivi.

La figura 5.15 mostra il campo di moto indotto dalla fusoliera isolata in un piano trasversale parallelo ad  $y_c z_c$  per una corrente asintotica simmetrica (*cross-flow* dovuto alla componente asintotica  $V_\infty \sin \alpha_B$ ). Come si osserva dalla figura, la presenza della fusoliera determina un fenomeno di *upwash*, particolarmente evidente in prossimità delle giunzioni con l'ali, alterando la distribuzione degli angoli d'attacco dei profili lungo l'apertura alare. Dunque, anche l'ala, tenuto conto dell'interferenza della fusoliera, è da considerarsi immersa in un flusso curvo: un *onset flow* non uniforme per il quale le sezioni alari più interne sono esposte localmente ad una corrente di incidenza maggiore dell'angolo d'attacco nominale  $\alpha_B$ . In altri termini, si può anche dire che l'interferenza della fusoliera sull'ala equivale ad un aumento di svergolamento delle sezioni più interne.

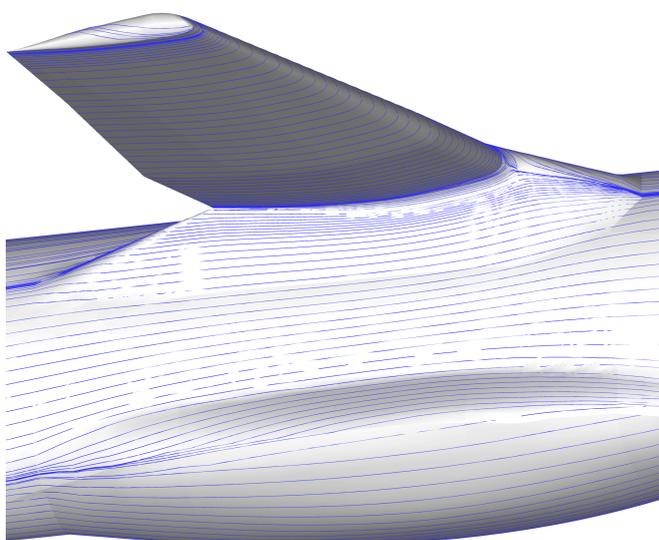
La figura 5.16 nella pagina successiva mostra le linee di corrente superficiali in flusso ideale lungo la fusoliera di un velivolo da trasporto regionale ad ala alta. Esse corri-



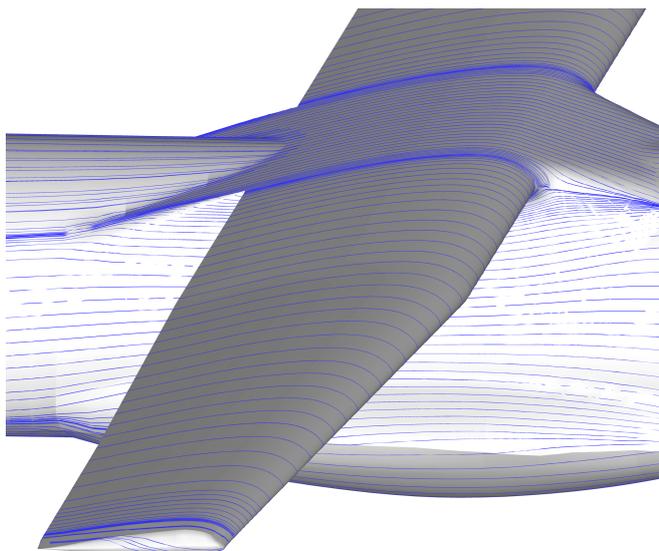
**Figura 5.15** Interferenza aerodinamica della fusoliera sull'ala. È rappresentato il campo di moto indotto dalla fusoliera isolata in un piano che seziona trasversalmente l'ala. A causa della presenza della fusoliera le sezioni alari più interne risultano esposte ad angoli d'attacco locali più elevati dell'incidenza asintotica  $\alpha_B$ .



(a) Vista prospettica anteriore.

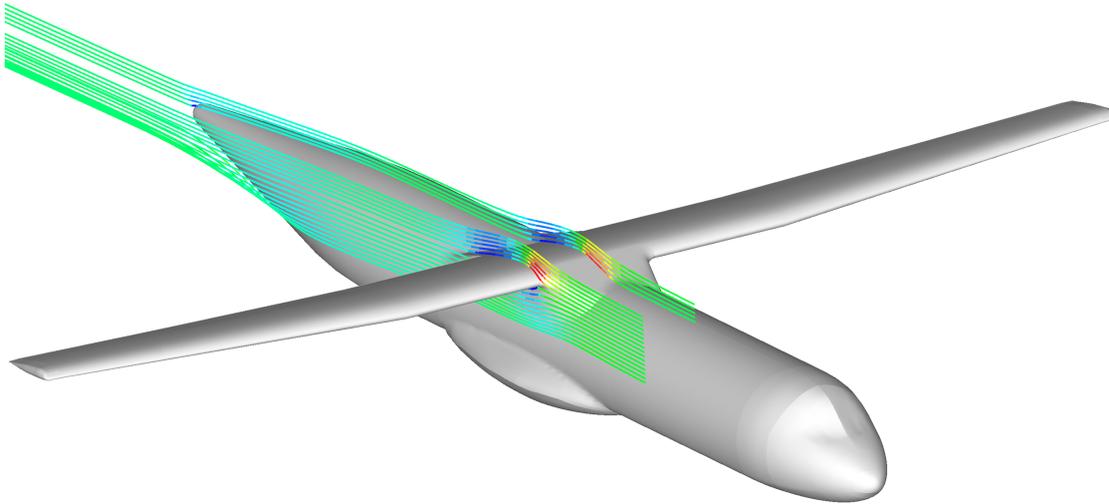


(b) Vista prospettica laterale e dal basso, dettaglio della giunzione ala-fusoliera.

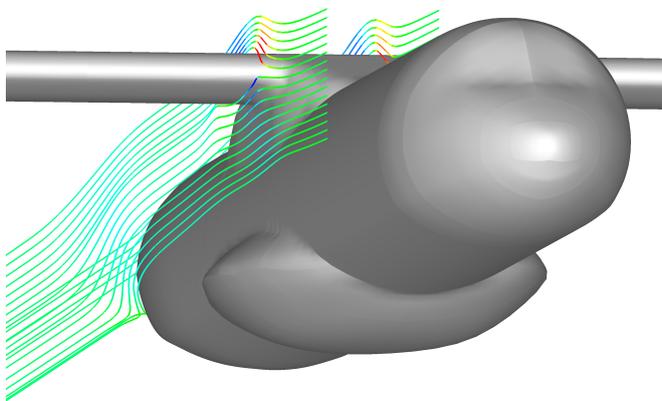


(c) Vista prospettica laterale e dall'alto, dettaglio della giunzione ala-fusoliera.

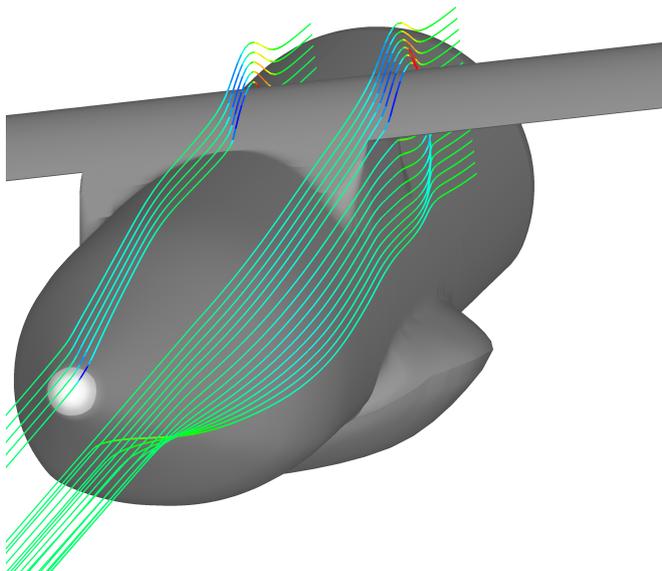
**Figura 5.16** Visualizzazione delle linee di corrente esterne allo strato limite intorno alla configurazione ala-fusoliera di un velivolo da trasporto regionale. Risultati ottenuti numericamente attraverso un codice di calcolo CFD (*Computational Fluid Dynamics*).



(a) Vista prospettica anteriore.

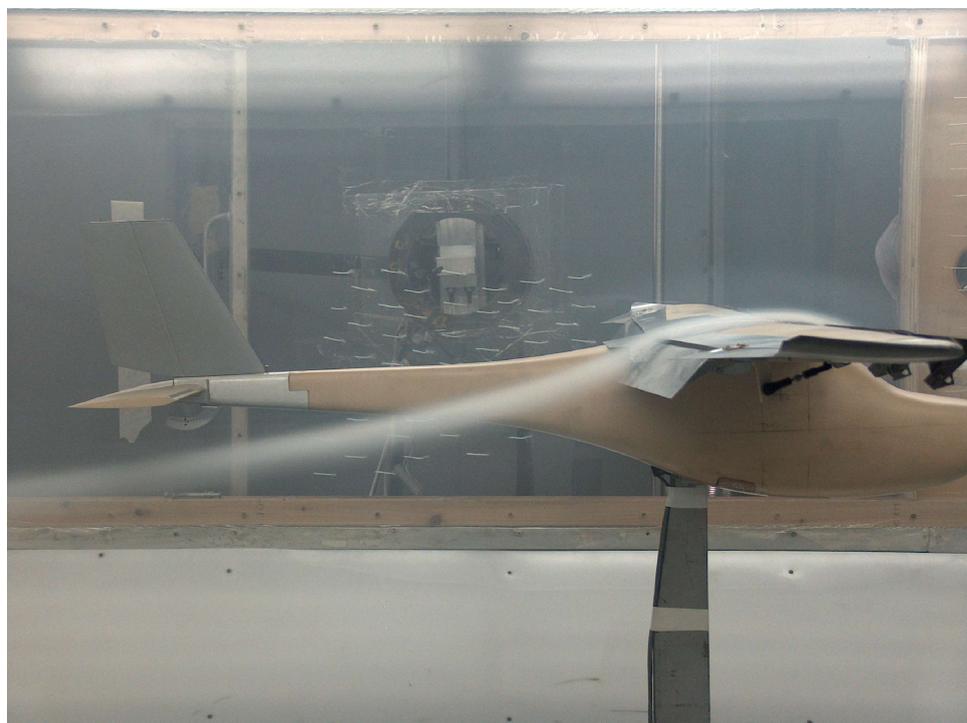


(b) Vista prospettica anteriore e dal basso, dettaglio della giunzione ala-fusoliera.



(c) Vista prospettica posteriore e dall'alto, dettaglio della giunzione ala-fusoliera e del cono di fusoliera.

**Figura 5.17** Visualizzazione delle linee di corrente che lambiscono la configurazione ala-fusoliera di un velivolo da trasporto regionale.



(a)  $\alpha_B = 5^\circ$



(b)  $\alpha_B = 19^\circ$

**Figura 5.18** Visualizzazione in galleria della scia a valle di un'ala con dispositivi di ipersostentazione retratti. In particolare, è rappresentato il modello del velivolo *EasyFly* con ala in configurazione di atterraggio. (si veda il riferimento [49]).

spondono alle linee di corrente “esterne” dello strato limite tridimensionale che circonda il velivolo. È questo un esempio di come si sviluppa il flusso in prossimità di una configurazione realistica, in particolare nelle zone di raccordo ala-fusoliera.

La figura 5.17 a pagina 165 mostra le linee di corrente (*off-body streamlines*) che lambiscono la configurazione ala-fusoliera di un velivolo da trasporto regionale ad ala alta. Vanno osservate le linee di corrente che corrono in prossimità della fusoliera ed, in particolare, la loro pendenza rispetto al piano  $x_c y_c$ . Si osserva che a monte della prua della fusoliera la pendenza delle linee di corrente coincide con quella della velocità asintotica  $V_\infty$ . In prossimità del bordo d'attacco della corda di radice l'inclinazione è massima verso l'alto, risentendo marcatamente dell'*upwash* indotto dall'ala. A valle del bordo d'uscita della corda di radice diventa significativo l'effetto del *downwash* dovuto alla vorticità della scia alare.

La figura 5.18 nella pagina precedente è un'esempio di visualizzazione sperimentale delle linee di corrente in prossimità della giunzione ala-fusoliera. In particolare, nella figura 5.18b è visibile la significativa deviazione verso l'alto delle linee di corrente nella regione immediatamente a monte dell'ala. L'*upwash* è tanto più accentuato quanto più è alta l'incidenza, cioè quanto più è alto il coefficiente di portanza ed intensa la vorticità aderente dell'ala.

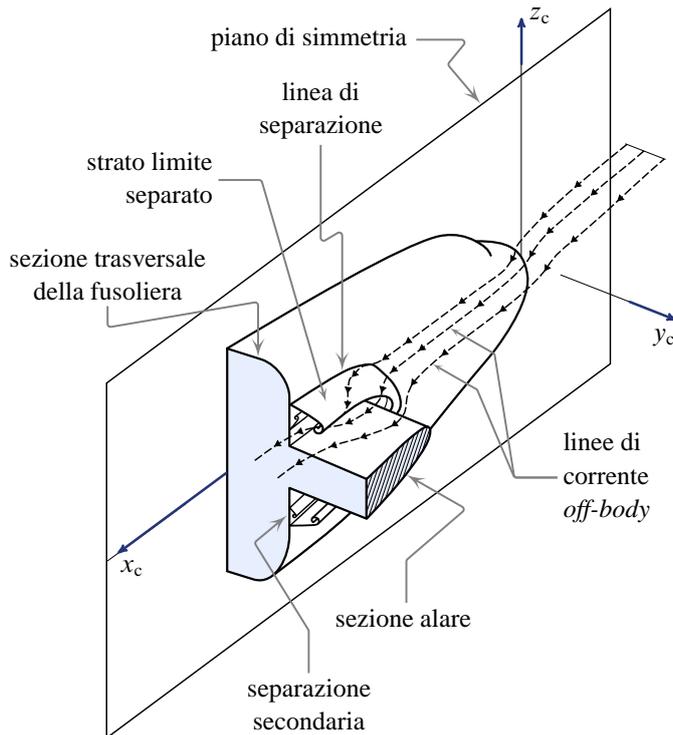
Infine, quella riportata nella figura 5.19 nella pagina seguente è una rappresentazione qualitativa del campo di moto nella regione ristretta che circonda la zona di giunzione tra ala e fusoliera. Nel disegno sono rappresentate alcune linee di corrente che lambiscono la parete solida e sono esterne allo strato limite (*off-body streamlines*). L'esperienza conferma che lo strato limite tridimensionale intorno alla giunzione ala-fusoliera può presentarsi separato e che l'estensione della regione di separazione dipende dalla forma del raccordo. La separazione determina localmente l'insorgere di una notevole vorticità nel campo di moto. Le linee di corrente esterne sono catturate dalla suddetta zona vorticoso e possono arrotolarsi dando luogo a dei vortici di particolare intensità. I meccanismi che sono alla base di questo particolare fenomeno fisico sono alquanto complessi e sono argomenti di studio avanzati nell'ambito dell'Aerodinamica sperimentale e computazionale. È comunque intuitivo ritenere che, rispetto al caso di ala isolata, l'integrazione dell'ala con la fusoliera determina un degrado della distribuzione del carico alare lungo l'apertura nella zona di giunzione ed un aumento della resistenza indotta.

### Flusso ad angolo di derapata non nullo

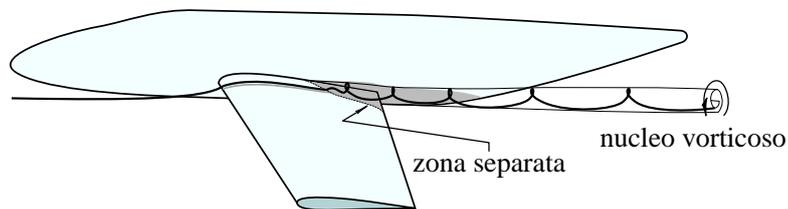
Si può parlare di interferenza aerodinamica anche nel caso di una configurazione ala-fusoliera investita da una corrente non simmetrica, incidente con un angolo di derapata  $\beta_B$  non nullo. In particolare, viene considerata predominante l'interferenza della fusoliera sulle caratteristiche dell'ala.

La figura 5.20 a pagina 169 mostra il *cross-flow* in un piano trasversale dovuto alla fusoliera isolata e sono rappresentate in linea tratteggiata tre tipiche posizioni possibili dell'ala: alta, media o bassa. Nella figura 5.21 a pagina 169 è rappresentata la distribuzione dell'angolo d'attacco dovuta all'effetto di interferenza della fusoliera, lungo l'apertura alare per un'ala in posizione alta. Un'ala in posizione alta rispetto alla fusoliera, se investita da un flusso asimmetrico, può essere schematizzata come un'ala isolata con svergolamenti modificati rispetto alla geometria originale: positivamente dalla parte della semiala sopra-vento e negativamente dalla parte della semiala sotto-vento. Per un'ala in posizione bassa questa schematizzazione si inverte. Per un'ala media l'interferenza della fusoliera è molto meno sentita degli altri due casi.

La figura 5.22 a pagina 170 spiega la costruzione del *cross-flow* in un piano trasversale per un velivolo ad ala alta.



(a) Separazione al bordo d'attacco della corda di radice. Può verificarsi in una regione molto ristretta ed in determinate condizioni del flusso. Dipende dalla forma del raccordo dell'ala con la fusoliera. Si evidenziano alcune linee di corrente (*off-body streamlines*) che mostrano la natura vorticoso del campo di moto separato.

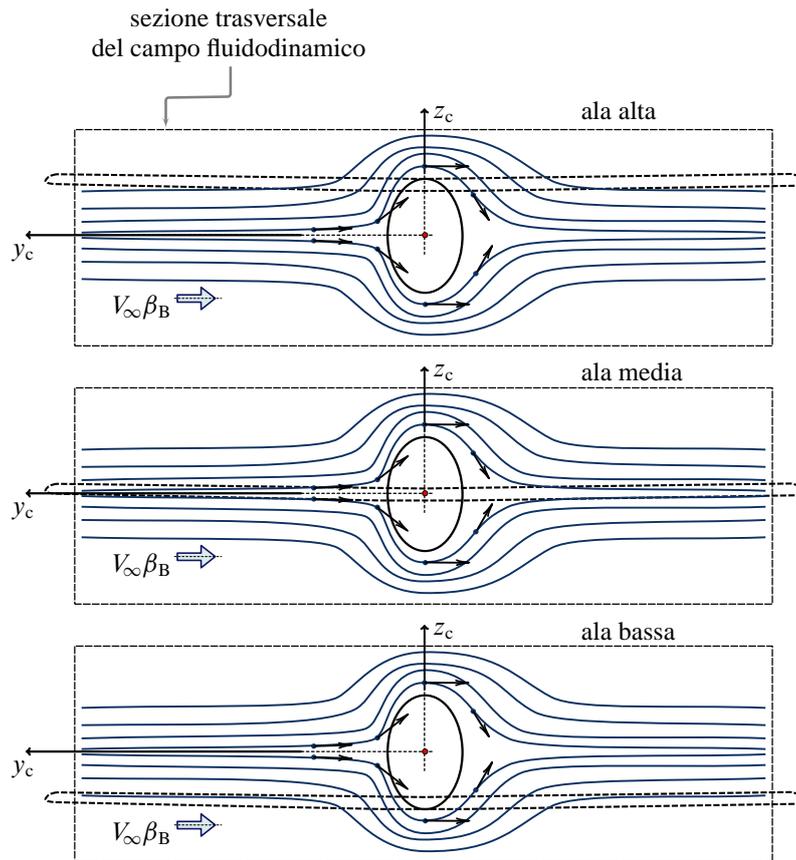


(b) Separazione al bordo d'uscita della corda di radice. A determinati assetti può verificarsi il distacco della vena fluida in una regione significativamente estesa della giunzione, con rilascio di vortici controrotanti rispetto a quelli delle estremità alari.

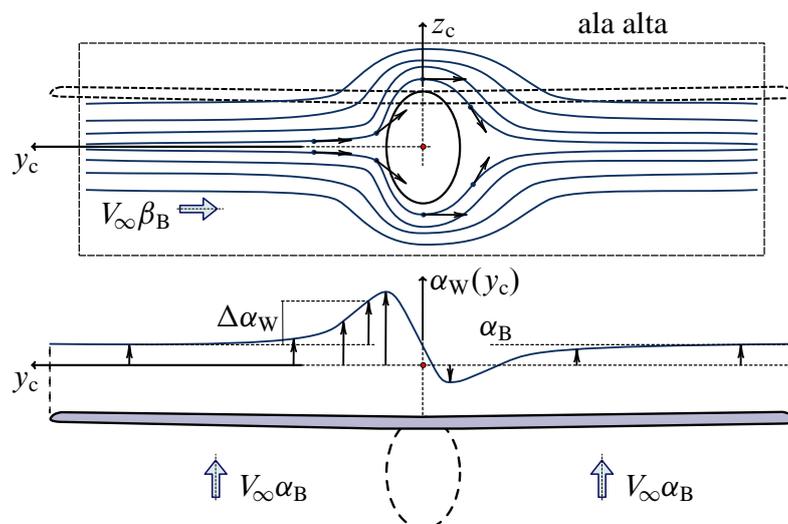


(c) Visualizzazione con vernice colorata del flusso separato in prossimità della giunzione ala-fusoliera di un aereo. Si evidenzia la zona di ristagno e separazione in prossimità del bordo d'attacco della corda di radice ed il vortice che si dispone lungo la zona di giunzione.

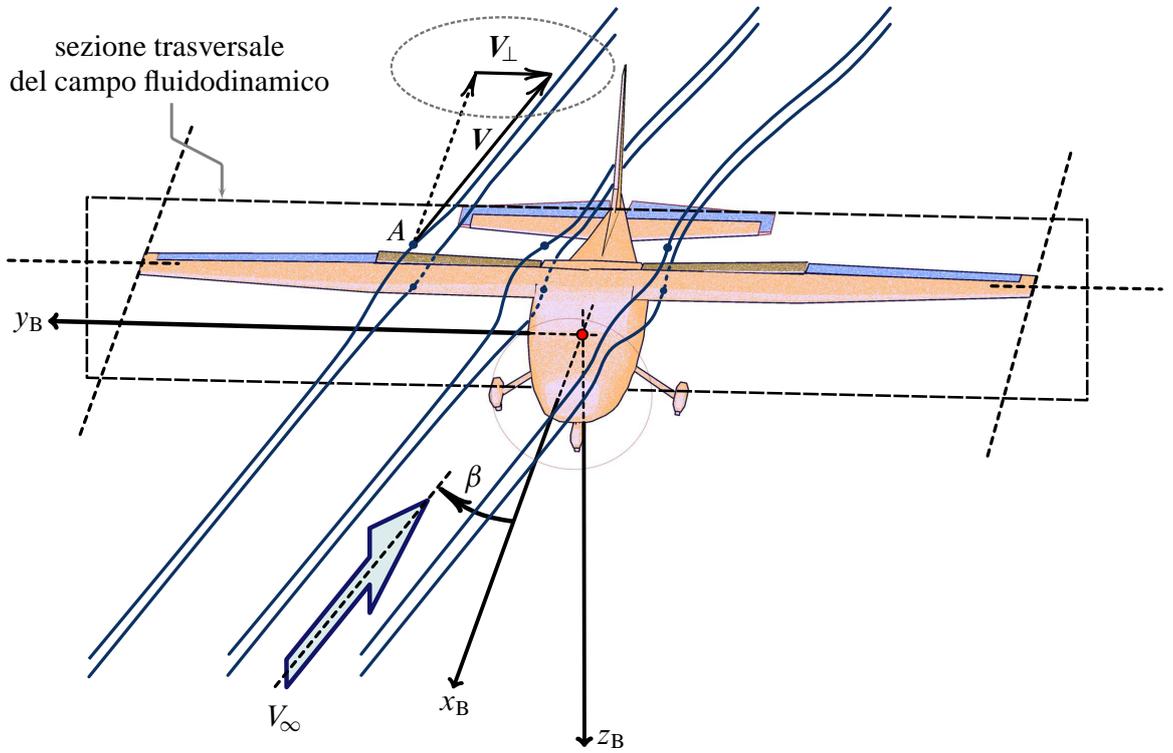
**Figura 5.19** Fenomeni di separazione in prossimità della giunzione ala-fusoliera (*junction flow*).



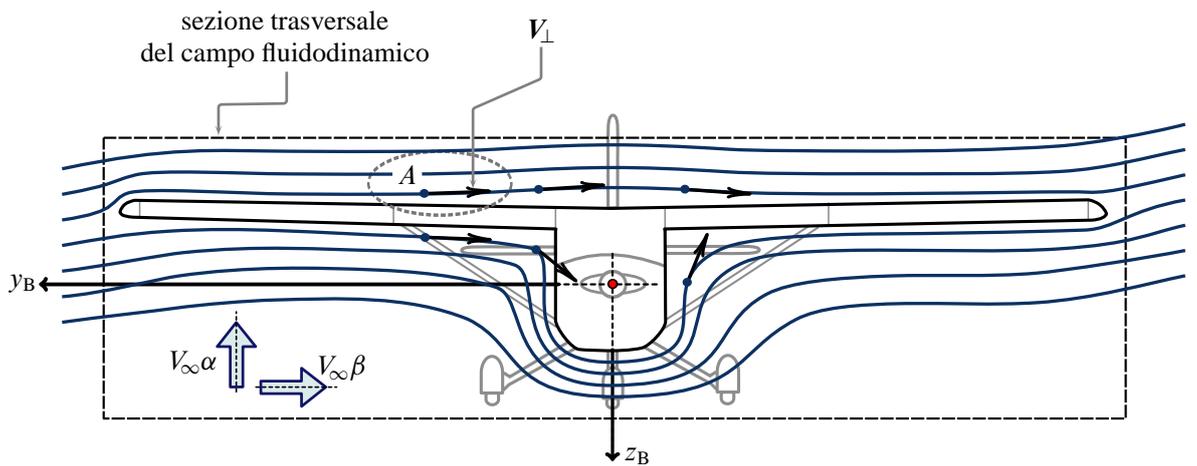
**Figura 5.20** Rappresentazione schematica del *cross-flow* in un piano normale all'asse longitudinale  $x_c$  per una fusoliera isolata. Sono rappresentate le tre tipiche configurazioni possibili di ala alta, ala media ed ala bassa.



**Figura 5.21** Rappresentazione schematica dell'interferenza della fusoliera su un'ala in posizione alta, in condizioni di flusso non simmetrico, in termini di distribuzione dell'angolo d'attacco.



(a) Volo ad angolo di derapata  $\beta$ , positivo. Per il punto  $A$  del campo di moto fluidodinamico intorno al velivolo passa una linea di corrente e ad esso è applicato il vettore  $V$ . La componente di quest'ultimo in un piano trasversale, passante per  $A$  e normale all'asse velivolo  $x_B$ , è indicata con  $V_{\perp}$ .



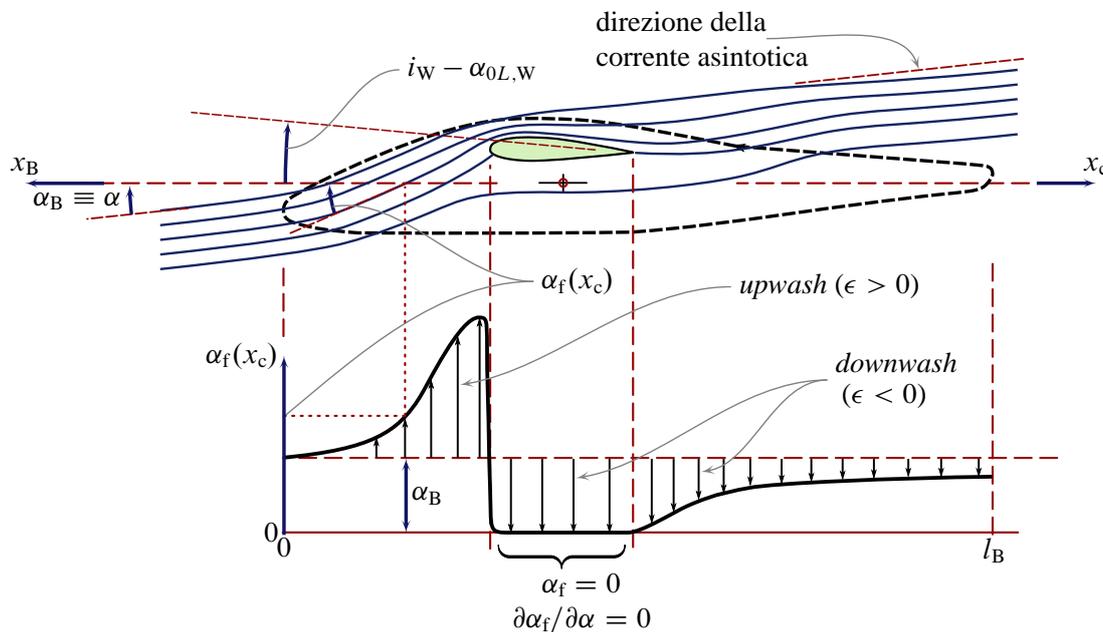
(b) Sezione trasversale ed involuppo dei vettori velocità  $V_{\perp}$ . Si determina un momento baricentrale di rollio  $\mathcal{L}_{\beta}\beta$ , negativo.

**Figura 5.22** Effetto della particolare soluzione architettonica della configurazione ala/fusoliera sul momento aerodinamico di rollio dovuto ad un angolo di derapata  $\beta$ .

### 5.3.2 La distribuzione di portanza per unità di lunghezza $\ell_f(x_c)$

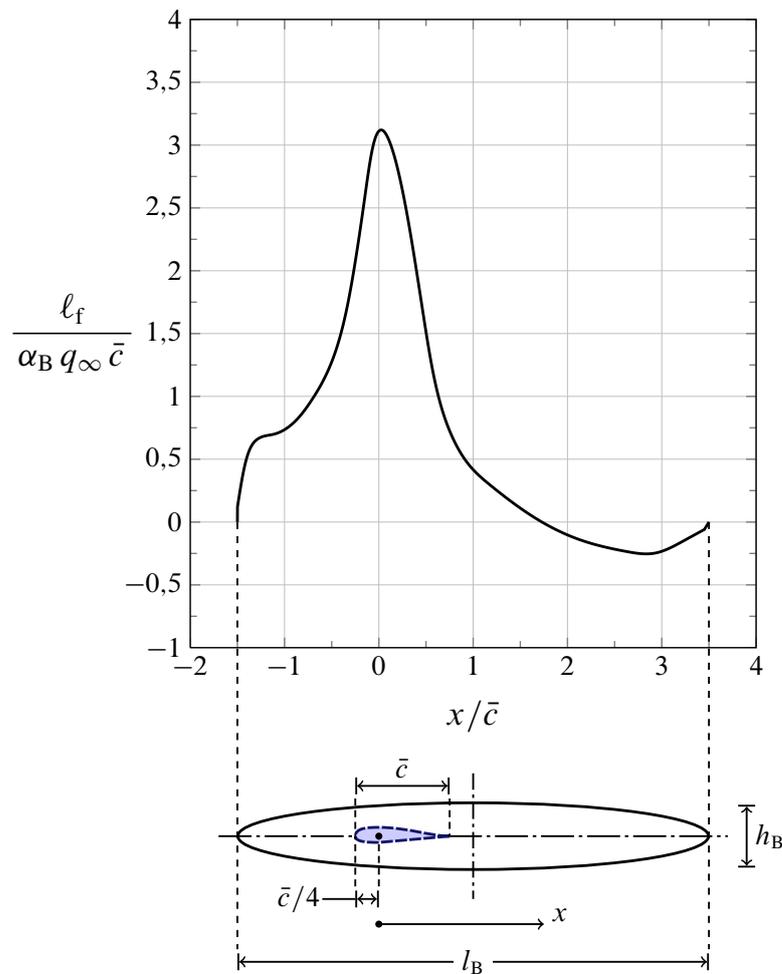
A differenza del caso di una fusoliera isolata, per una configurazione *wing-body*, la distribuzione della portanza per unità di lunghezza lungo l'asse longitudinale della fusoliera viene significativamente alterata per effetto dell'induzione del sistema vorticoso alare.

A tal proposito, si prenda in esame la rappresentazione schematica della figura 5.23. La corrente che incide localmente i tronchi di fusoliera disposti tra la prua ed il bordo d'attacco della corda di radice è deviata verso l'alto rispetto alla direzione asintotica di un angolo di *upwash*  $\epsilon$  (positivo), determinato alla generica stazione  $x_c$  dalla portanza dell'ala. Per i tronchi disposti a valle della corda di radice la corrente subisce, come è noto, una deviazione di *downwash* ( $\epsilon < 0$ ) indotto localmente dal sistema vorticoso alare. Per le sezioni comprese tra i bordi d'attacco e d'uscita della sezione alare di radice si può ritenere che il flusso sia essenzialmente parallelo alla fusoliera ovvero che l'angolo d'attacco locale  $\alpha_f$  sia nullo.



**Figura 5.23** Linee di corrente nel piano di simmetria di un'ala isolata. Da esse si ottiene l'angolo d'incidenza locale  $\alpha_f(x) = \alpha_B + \epsilon(x)$  delle sezioni di fusoliera in presenza dell'ala. L'angolo d'attacco assoluto dell'ala è pari ad  $\alpha_W = \alpha_B + i_W - \alpha_{0L,W}$ .

A questo punto si consideri ancora il caso rappresentativo dell'ellissoide di rotazione introdotto con la figura 5.5 a pagina 156. Quando il corpo affusolato viene accoppiato ad una superficie portante la legge  $\ell_f(x_c)$  ne risulta modificata. È intuitivo dedurre che si registrerà un incremento di portanza locale della fusoliera in prossimità del bordo d'attacco della corda di radice e, al contrario, un'attenuazione della  $\ell_f$  in quelle stazioni via via più vicine alla regione poppiera. È ciò che accade effettivamente nell'esempio della figura 5.24 nella pagina seguente. L'ellissoide monta un'ala rettangolare, non svergolata, dotata di profilo NACA 23012, costante lungo l'apertura, di calettamento nullo ( $i_W = 0^\circ$ ) ed allungamento  $\mathcal{R} = 5$ . Il grafico rappresenta l'andamento sperimentale della  $\ell_f(x_c)$  adimensionale, valido per piccoli angoli d'attacco. Le ordinate del diagramma, se moltiplicate per  $q_\infty \bar{c} \Delta x_c$  e per  $\alpha_B$  (in radianti), forniscono il contributo  $\Delta L_{B(W)}(x_c)$  alla portanza totale della fusoliera apportato dal tronco situato alla stazione  $x_c$  di spessore  $\Delta x_c$ . Ciascuno di questi contributi fornisce un momento rispetto ad un polo prescelto. Il momento risultante dipenderà dalla scelta del polo. L'esperienza conferma che anche per



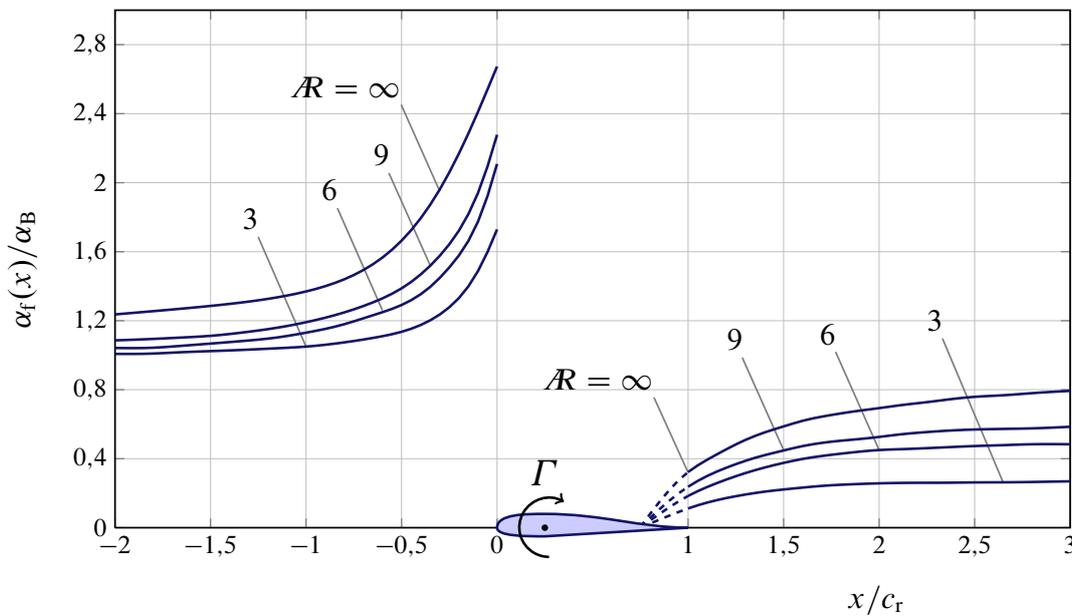
**Figura 5.24** Tipica curva del coefficiente di portanza (per angolo d'attacco unitario) delle sezioni di fusoliera di una configurazione *Wing-Body* ad ala media:  $l_f(x)/(\alpha_B q_\infty \bar{c})$ . Riprodotta dal testo di Schlichting e Truckenbrodt [14] e valida per piccoli angoli di incidenza. La fusoliera è un ellissoide di rivoluzione con rapporto tra semiassi pari a 1 : 7. L'ala ha un calettamento nullo ( $i_W = 0^\circ$ ), è rettangolare, ha un allungamento  $\mathcal{AR} = 5$ , è non svergolata e dotata di profilo alare NACA 23012, costante lungo l'apertura. La linea dei fuochi dell'ala è posta ad un terzo della linea di galleggiamento.

una configurazione ala-fusoliera, per angoli d'attacco non troppo elevati, la dipendenza del momento di beccheggio  $\mathcal{M}_{B(W)}$  da  $\alpha_B$  è ben approssimata da una legge lineare.

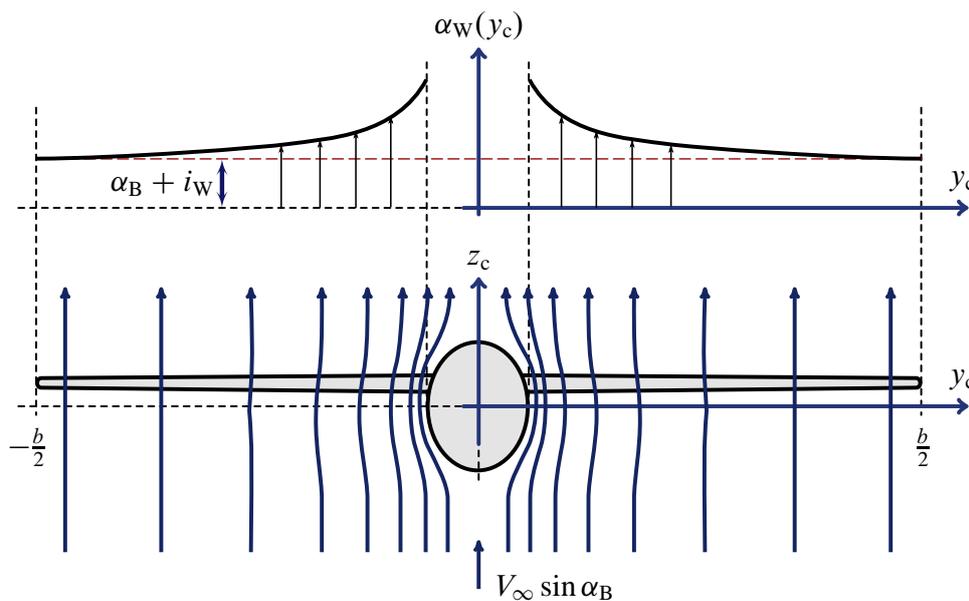
Il diagramma della figura 5.24 è giustificato teoricamente dalla successiva figura 5.25. In quest'ultima si osserva l'andamento del rapporto  $\alpha_f(x)/\alpha_B$  per un'ala isolata, a freccia nulla, al variare dell'allungamento, lungo l'asse longitudinale della fusoliera (calcolato con la teoria della linea portante di Prandtl).

### 5.3.3 La distribuzione di carico alare in presenza di fusoliera

L'aspetto duale dell'interferenza alare sulla fusoliera è quello legato all'effetto della presenza della fusoliera sulle caratteristiche aerodinamiche dell'ala. Diamo ulteriori dettagli su questo fenomeno prendendo in esame la rappresentazione schematica della figura 5.26. Risulta evidente che le diverse sezioni alari lungo l'apertura “vedono” un'alterazione  $\Delta\alpha_W(y_c)$  dell'angolo d'attacco asintotico  $\alpha_B + i_W$  dovuta all'interferenza della fusoliera (senza considerare l'alterazione dovuta all'induzione della scia vorticoso dell'ala). Questo effetto è simmetrico e dipende dalla posizione dell'ala, in altezza, rispetto alla



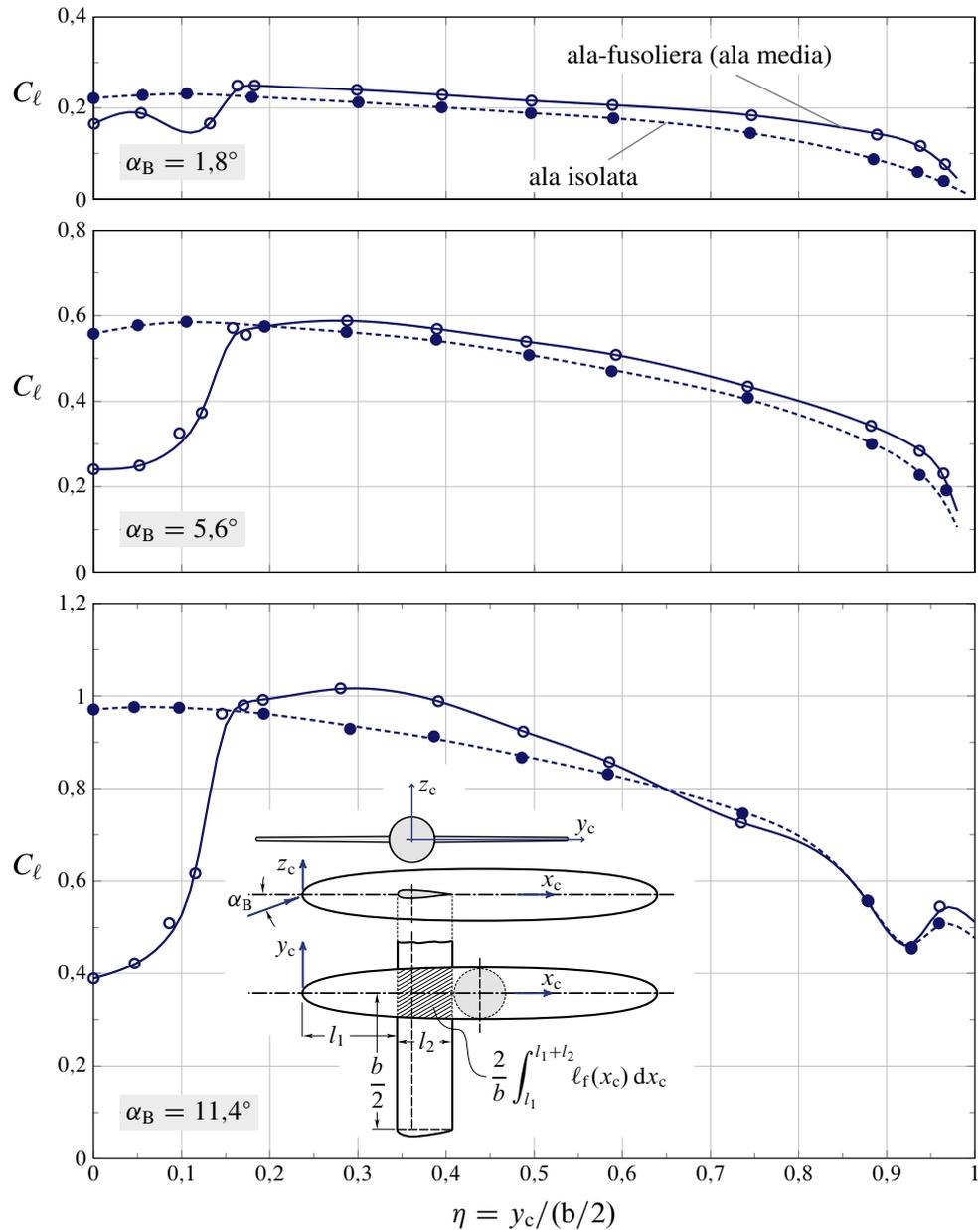
**Figura 5.25** Andamento del rapporto  $\alpha_f(x)/\alpha_B$  lungo l'asse longitudinale della fusoliera, calcolato con la teoria della linea portante di Prandtl (dal testo di Schlichting e Truckenbrodt [14]). Le curve riportate si riferiscono ad ali a freccia nulla ( $\Lambda = 0$ ) di diverso allungamento,  $\mathcal{R}$ . L'ascissa  $x \equiv x_c - l_1$  ha origine in corrispondenza del bordo d'attacco della corda di radice  $c_r$ .



**Figura 5.26** *Cross-flow* in un piano trasversale, indotto dalla fusoliera isolata immersa in una corrente di incidenza asintotica  $\alpha_B$ . Le sezioni alari sono esposte ad un angolo d'attacco locale  $\alpha_w(y_c)$ .

fusoliera. Pertanto, la presenza della fusoliera determina una modifica della distribuzione del carico alare rispetto a quella che si avrebbe nel caso di ala isolata.

In pratica, se si considera una medesima ala, dapprima isolata poi accoppiata ad una data fusoliera, per un determinato d'attacco  $\alpha_w$  la distribuzione del coefficiente di portanza di sezione  $C_\ell(y_c)$  della configurazione ala-fusoliera viene a modificarsi in maniera significativa nella regione intorno alla radice. Tipiche curve sperimentali sono mostrate nella figura 5.27 nella pagina successiva. L'esempio si riferisce alla stessa fusoliera ellissoidale considerata negli esempi precedenti (figura 5.5 a pagina 156 e figura 5.24 a



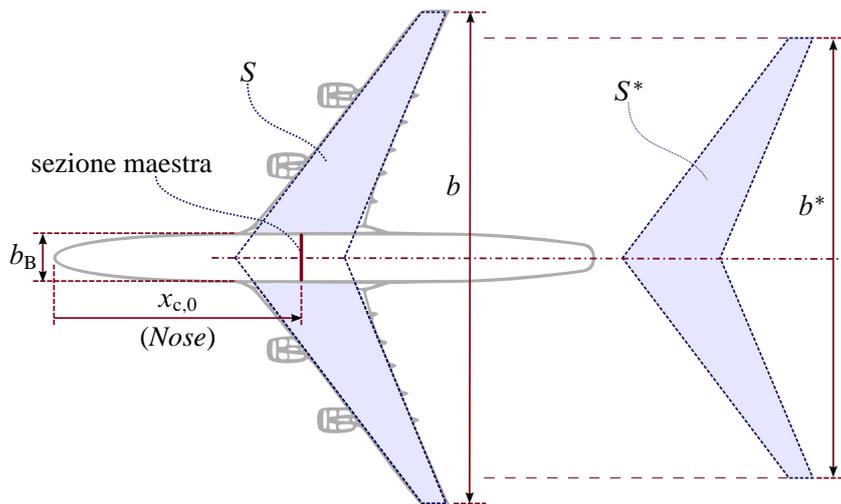
**Figura 5.27** Distribuzioni sperimentali del coefficiente di portanza di sezione  $C_\ell(\eta)$  di una combinazione ala-fusoliera ad ala media (riprodotte dal testo di Schlichting e Truckenbrodt [14], si veda la figura 5.24 a pagina 172). Nella regione in cui l'ala si compenetra con la fusoliera il  $C_\ell$  è calcolato integrando la portanza locale della fusoliera  $\ell_f(x_c)$ , per  $l_1 \leq l_1 + l_2$ .

pagina 172). L'accoppiamento ala-fusoliera è lo stesso già introdotto con l'esempio della figura 5.24.

### 5.3.4 Gradiente della retta di portanza del sistema ala-fusoliera

Come già messo in evidenza nei capitoli precedenti, l'andamento del coefficiente di portanza di un'ala isolata in funzione dell'angolo d'attacco segue, praticamente, una legge lineare in un ampio intervallo di incidenze. Il relativo gradiente, per assegnati numeri di Mach e di Reynolds, dipende dalla forma geometrica della superficie portante — cioè dall'allungamento, dall'angolo di freccia, dal rapporto di rastremazione e dai profili alari adottati.

Esperienze in galleria del vento hanno dimostrato che una legge di variazione lineare del coefficiente di portanza è valida anche per configurazioni ala-fusoliera. Rispetto ai



**Figura 5.28** Definizione dell'area  $S^*$  della parte di forma in pianta dell'ala che è effettivamente esposta alla corrente. Si introduce anche l'ascissa della sezione maestra della fusoliera che individua la parte anteriore del *Body* detta *Nose*.

valori che si registrano per l'ala isolata potrebbero risultarne modificati sia il gradiente di portanza che l'angolo di portanza nulla. Questi ultimi dipenderanno anche dalla posizione reciproca dell'ala e della fusoliera — cioè da  $l_1$ ,  $z_0$  ed  $i_w$  — oltre che dalla forma della giunzione (*wing fairing*).

Per farsi un'idea dell'entità complessiva dell'interferenza, in termini dei coefficienti di portanza, su una configurazione ala-fusoliera basta esaminare la figura 5.30a a pagina 177. In essa è mostrata la curva sperimentale del coefficiente di portanza della stessa configurazione ad ala media considerata per la figura 5.24 a pagina 172. Nel grafico è anche riportata, per confronto, la curva sperimentale relativa all'ala isolata. In questo caso particolare, si osserva che in un intervallo abbastanza ampio di angoli d'attacco la presenza della fusoliera non ha effetti apprezzabili sull'andamento della curva  $C_L(\alpha)$ . Tuttavia, il valore del coefficiente di portanza massimo  $(C_{L,\max})_{WB}$  risulta notevolmente ridotto rispetto al valore corrispondente all'ala isolata  $(C_{L,\max})_W$ . Ciò è spiegato dal fatto che per una combinazione ad ala media ( $z_0 = 0$ ) il flusso che investe l'ala è notevolmente disturbato dalla presenza della fusoliera, la quale favorisce la prematura separazione della vena fluida alle alte incidenze.

Poiché l'aggiunta di un piano verticale di coda non modifica la portanza della combinazione ala-fusoliera, si può affermare che la portanza del velivolo parziale (*Wing-Body-Vertical tail*) è esprimibile tramite una relazione del tipo:

$$L_{WBV} = L_{WB} = \bar{q}_\infty S (C_{L\alpha})_{WB} \alpha_{a,WB} \quad (5.5)$$

dove

$$\alpha_{a,WB} = \alpha_B - i_w + \alpha_{0L,W} \quad (5.6)$$

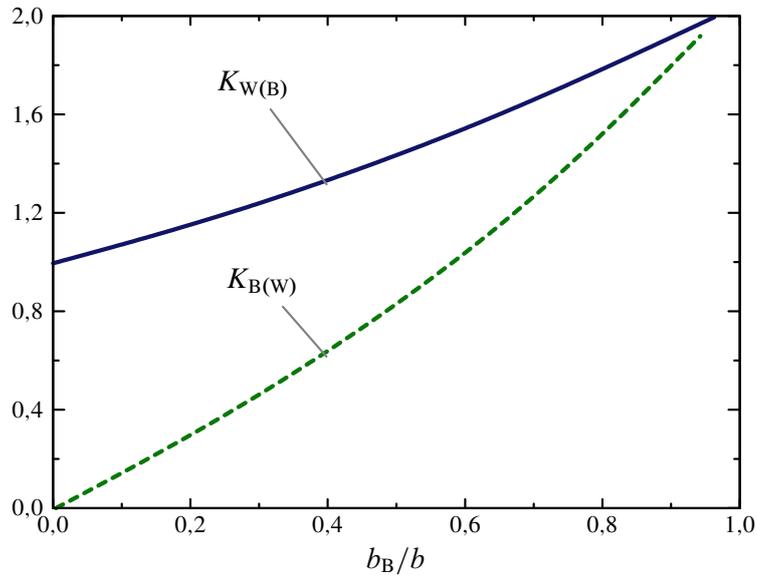
è l'angolo d'attacco *assoluto* della combinazione ala-fusoliera (e del velivolo parziale). In altre parole, nella (5.5) si è assunto come asse di riferimento delle incidenze la direzione di portanza nulla dell'ala.

In mancanza di dati sperimentali il gradiente di portanza della combinazione ala-fusoliera può essere stimato tramite la seguente formula:

$$(C_{L\alpha})_{WB} \equiv a_{WBV} = [K_N + K_{W(B)} + K_{B(W)}] (C_{L\alpha}^*)_W \frac{S^*}{S} \quad (5.7)$$

deducibile derivando rispetto ad  $\alpha_B$  la relazione (5.5), riscritta nella forma seguente:

$$L_{WB} = L_N + L_{W(B)} + L_{B(W)} = [K_N + K_{W(B)} + K_{B(W)}] L_W^* \quad (5.8)$$



$$K_{W(B)} \approx 0,1714 \left( \frac{b_B}{b} \right)^2 + 0,8326 \left( \frac{b_B}{b} \right) + 0,9974$$

$$K_{B(W)} \approx 0,7810 \left( \frac{b_B}{b} \right)^2 + 1,1976 \left( \frac{b_B}{b} \right) + 0,0088$$

**Figura 5.29** Coefficienti  $K_{B(W)}$  e  $K_{W(B)}$  in funzione di  $b_B/b$  (formula 5.7).

Quest'ultima esprime la portanza della combinazione ala-fusoliera

$$L_{WB} = \bar{q}_\infty S (C_L)_{WB} \quad (5.9)$$

come somma della portanza della parte prodiera della fusoliera (*Nose*), considerata isolatamente

$$L_N = \bar{q}_\infty S (C_L)_N = K_N L_W^* \quad (5.10)$$

della portanza della fusoliera in presenza dell'ala

$$L_{B(W)} = K_{B(W)} L_W^* \quad (5.11)$$

e della portanza dell'ala in presenza della fusoliera

$$L_{W(B)} = K_{W(B)} L_W^* \quad (5.12)$$

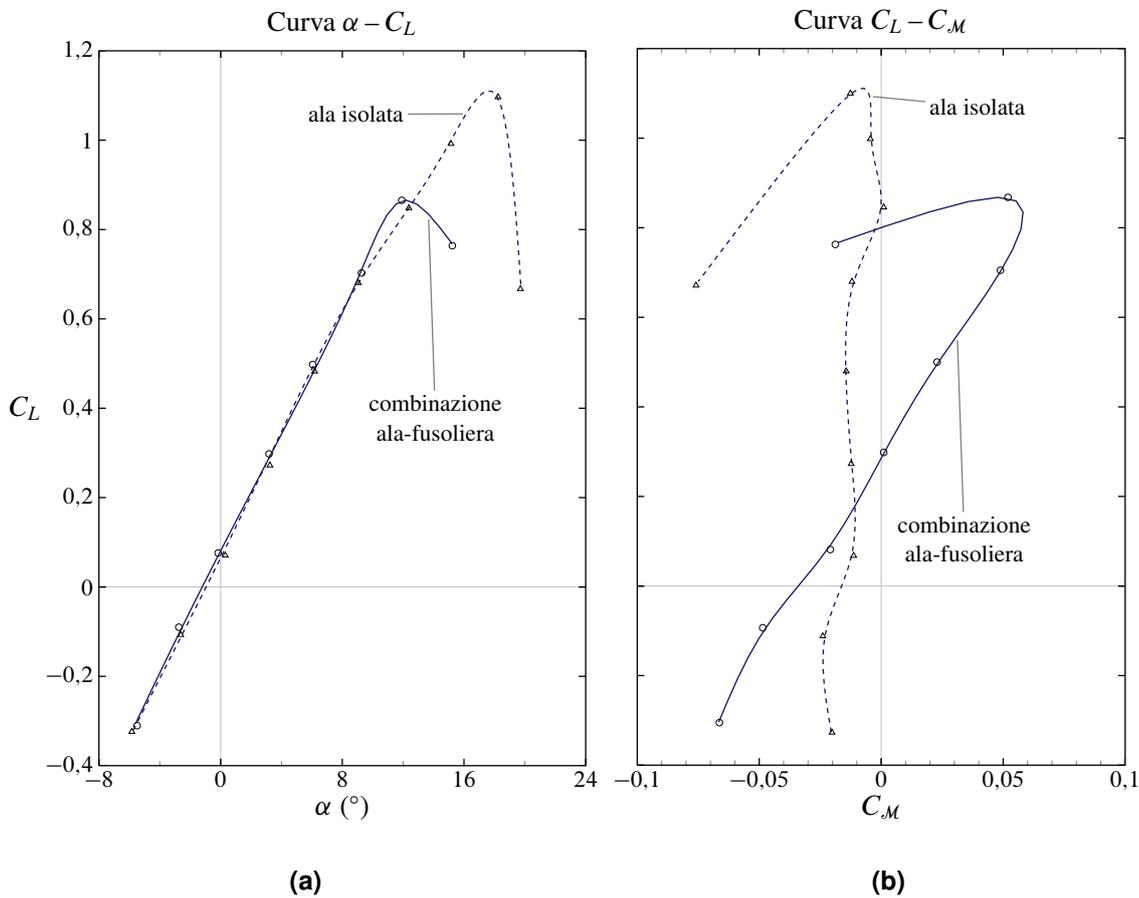
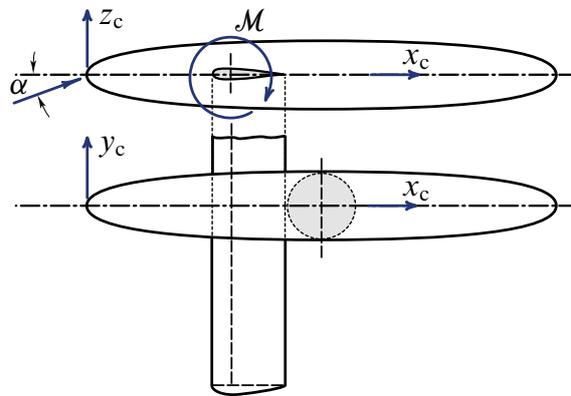
Ciascuno dei tre contributi (5.10), (5.11) e (5.12) è espresso come frazione della portanza  $L_W^*$ , che è quella relativa alla parte di ala effettivamente esposta alla corrente e considerata isolata. L'uso dell'asterisco è giustificato dalla definizione della superficie di riferimento  $S^*$  illustrata nella figura 5.28 nella pagina precedente, in cui si evidenzia la parte di forma in pianta che non comprende quella porzione di ala che idealmente penetra la fusoliera. Pertanto, si pone l'espressione convenzionale seguente:

$$L_W^* = \bar{q}_\infty S^* (C_L^*)_W \quad (5.13)$$

I coefficienti  $K_N$ ,  $K_{W(B)}$  e  $K_{B(W)}$  introdotti nelle espressioni (5.7), (5.10), (5.12) e (5.11) servono dunque ad esprimere le tre portanze, della parte anteriore della fusoliera, dell'ala in presenza della fusoliera e della fusoliera in presenza dell'ala, rispettivamente, in termini di  $L_W^*$ .

Il fattore  $K_N$  può essere calcolato anche come rapporto

$$K_N = \frac{(C_{L\alpha})_N S}{(C_{L\alpha}^*)_W S^*} \quad (5.14)$$



**Figura 5.30** Curve caratteristiche sperimentali di una configurazione *Wing-Body* con ala media ( $z_0 = 0$ , riprodotte dal testo di Schlichting e Truckenbrodt [14]). La fusoliera è un ellissoide di rivoluzione con rapporto tra semiassi pari a  $1/7$ . L'ala ha un calettamento nullo ( $i_w = 0^\circ$ ), è rettangolare, ha un allungamento  $\mathcal{R} = 5$ , è non svergolata e dotata di profilo alare NACA 23012, costante lungo l'apertura. La linea dei fuochi dell'ala è posta ad un terzo della linea di galleggiamento.

tra due gradienti di portanza. In campo subsonico, secondo la teoria di Munk, si può porre:

$$(C_{L\alpha})_N = 2(k_2 - k_1) \frac{S_B}{S} \quad (5.15)$$

dove  $S_B \equiv S_{f,\max}$  è l'area della sezione maestra della fusoliera (sezione trasversale di massima area). Spesso è una buona approssimazione assumere per  $(C_{L\alpha})_N$  il valore di  $2 \text{ rad}^{-1}$ . Il denominatore della (5.14) è calcolabile con le teorie aerodinamiche alari oppure è deducibile sperimentalmente. Per la valutazione di  $K_N$  in campo transonico e supersonico non sono disponibili formule semi-empiriche semplici e quasi sempre è consigliabile il ricorso a prove in galleria del vento.

I rapporti  $K_{W(B)}$  e  $K_{B(W)}$  sono valutabili, in campo subsonico, utilizzando il diagramma della figura 5.29 a pagina 176. In campo supersonico  $K_{W(B)}$  è ancora deducibile dallo stesso grafico presente nella figura 5.29 mentre  $K_{B(W)}$  risulta essere una funzione più complessa dell'allungamento, del rapporto di rastremazione, dell'angolo di freccia del bordo di attacco dell'ala e del numero di Mach di volo.

### 5.3.5 Momento di beccheggio e formula di Multhopp

Riguardo alla stima del gradiente  $\partial C_M / \partial \alpha$ , per una configurazione ala-fusoliera, a differenza del caso di una fusoliera isolata, il metodo delle striscie che conduce all'espressione (5.3) deve essere corretto per tener conto della presenza dell'ala. In quella formula, nella funzione integranda a secondo membro, si devono considerare le significative variazioni di  $\alpha_f(x_c)$  rispetto ad  $\alpha_B$  dovute all'induzione vorticosità.

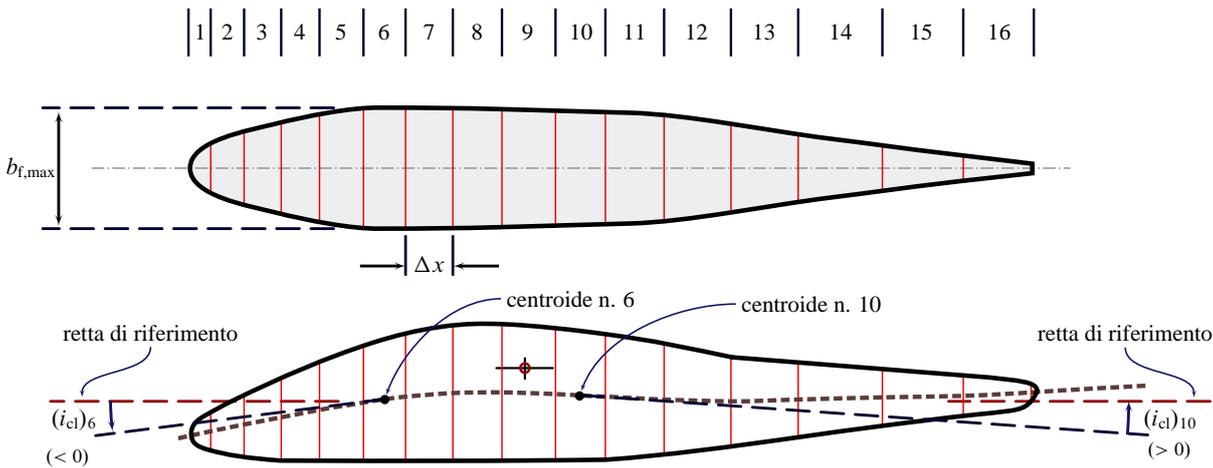
Per combinazioni ala-fusoliera investite da correnti subsoniche Multhopp [37] ha corretto la (5.3) in base alle considerazioni precedenti, proponendo la seguente formula alternativa per il gradiente del coefficiente di momento della fusoliera

$$\left( \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \right)_{B(W)} \equiv (C_{M\alpha})_{B(W)} = \frac{\pi}{2S\bar{c}} \int_0^{l_B} b_f(x)^2 \left( 1 + \frac{\partial \epsilon(x)}{\partial \alpha} \right) dx \quad (5.16)$$

dove  $\epsilon(x)$  denota l'angolo di deviazione della corrente (positivo se *upwash*) nella posizione assiale  $x$ . Si osservi il pedice  $(\cdot)_{B(W)}$  utilizzato nella (5.16): esso sta ad indicare che il coefficiente  $C_{M\alpha}$  è relativo alla fusoliera in presenza dell'ala.

A titolo di esempio, se la formula di Multhopp (5.16) viene applicata alla fusoliera del velivolo Tecnam P2006 mostrata in precedenza (si veda la figura 5.6 a pagina 156), essendo in essa contemplato l'effetto della portanza dell'ala, si otterrà un valore diverso dalla pendenza della retta che interpola i valori sperimentali della figura 5.9 a pagina 158, validi per la fusoliera isolata. Il diagramma della figura 5.9 mostra i valori di  $(C_M)_B$  e la retta che li interpola ha una pendenza  $(C_{M\alpha})_B$  certamente minore del  $(C_{M\alpha})_{B(W)}$  calcolabile con la (5.16).

L'entità complessiva dell'interferenza, in termini del coefficiente di momento di beccheggio, su una configurazione ala-fusoliera è deducibile dalla figura 5.30b nella pagina precedente. Nello stesso diagramma è riportata, per confronto, la curva sperimentale relativa all'ala isolata. Si osserva che la presenza della fusoliera determina un forte aumento del gradiente  $\partial C_M / \partial C_L$ , e quindi del gradiente  $C_{M\alpha}$ . La fusoliera isolata immersa in una corrente ad angolo d'attacco non nullo risulta instabile (ovvero  $(C_{M\alpha})_B > 0$ ) poiché tende a ruotare ed a disporsi in senso trasversale alla corrente. In una configurazione ala-fusoliera questa tendenza è rafforzata dagli effetti aerodinamici dovuti alla presenza dell'ala, cioè dall'*upwash* nella zona prodiera e dal *downwash* nella zona poppiera.



**Figura 5.31** Suddivisione di una fusoliera in strisce e definizione di angolo di pendenza  $i_{cl}$  della linea media (*camber line*, linea tratteggiata, luogo dei punti medi delle sezioni di fusoliera).

### 5.3.6 Coefficiente di momento $(C_{\mathcal{M}_0})_B$

Una fusoliera assialsimmetrica, o di forma tale da avere i centroidi delle sezioni trasversali sulla linea di galleggiamento, se investita da una corrente ad angolo d'attacco nullo fornirà un momento di beccheggio nullo. Una fusoliera per la quale, come spesso avviene, i centroidi delle diverse sezioni non sono allineati ma appartengono ad una linea curva — detta *linea media* del profilo longitudinale della fusoliera (*fuselage camber line*), in analogia con i profili alari —, ad un angolo d'attacco  $\alpha_B = 0$  fornirà un momento *non* nullo. Per una fusoliera isolata, tale momento potrà dirsi  $\mathcal{M}_{0,B}$  ed il corrispondente coefficiente può essere calcolato con la formula semiempirica

$$(C_{\mathcal{M}_0})_B = \frac{k_2 - k_1}{36,5 S \bar{c}} \int_0^{l_B} b_f(x)^2 i_{cl,f}(x) dx \quad (5.17)$$

fornita dal manuale americano *Datcom* [38]. La (5.17) si interpreta con l'ausilio della figura 5.31. La variabile  $i_{cl,f}(x)$  rappresenta la pendenza locale della tangente alla linea media della fusoliera rispetto alla linea di galleggiamento. La figura 5.31 mostra la convenzione sul segno di tale angolo. Si osservi che tutti gli angoli nella (5.17) devono considerarsi espressi in gradi. Se questa formula viene applicata alla fusoliera isolata del Tecnam 2006 si otterrà in questo caso un valore paragonabile al valore della intercetta che la retta interpolante i dati sperimentali riportati nella figura 5.9 a pagina 158 forma con l'asse delle ordinate. In questo esempio particolare, data la forma della linea media della fusoliera, con pendenza al di sotto della retta di riferimento nella parte anteriore all'ala (*nose droop*) ed al di sopra nella parte posteriore (*upsweep*), si ha un coefficiente negativo. Il valore  $C_{\mathcal{M}_0,B} = -0,0266$  che si evince dalla figura 5.9 è dovuto anche al fatto che nelle esperienze in galleria del vento i momenti sono stati misurati e ridotti rispetto ad un polo nominale ben al di sopra della linea di galleggiamento.

Una formula più utile della (5.17) ai fini del dimensionamento di un velivolo è quella che fornisce il coefficiente di momento della fusoliera in presenza dell'ala ed in condizioni di portanza nulla di quest'ultima (che, trascurando la portanza della fusoliera, è anche la

condizione di portanza nulla della configurazione ala-fusoliera). Si avrà dunque

$$C_{\mathcal{M}_{0L,B(W)}} \equiv (C_{\mathcal{M}_0})_{B(W)} = \frac{k_2 - k_1}{36,5 S \bar{c}} \int_0^{l_B} b_f(x)^2 (i_W - \alpha_{0L,W} + i_{cl,f}(x)) dx \quad (5.18)$$

in cui la quantità  $i_W - \alpha_{0L,W}$  non è altro che l'angolo formato dalla retta di portanza nulla dell'ala isolata con la retta di riferimento della fusoliera, essendo  $i_W$  l'angolo di calettamento della corda alare di radice ed essendo riferita a quest'ultima l'incidenza di portanza nulla  $\alpha_{0L,W}$ .

La (5.18) è una semplice modificazione della precedente formula (5.17), valida per una fusoliera isolata. Ciò è accettabile se si trascura l'induzione vorticoso dell'ala quando questa si trova nella condizione di funzionamento a portanza nulla. L'entità e il segno del coefficiente di momento del sistema ala-fusoliera a portanza nulla dipendono dalla forma della fusoliera nonché della collocazione e dalla forma dell'ala.

### 5.3.7 Coefficiente di momento $(C_{\mathcal{M}})_{B(W)}$

In generale, per una fusoliera in presenza della superficie portante principale, si potrà porre

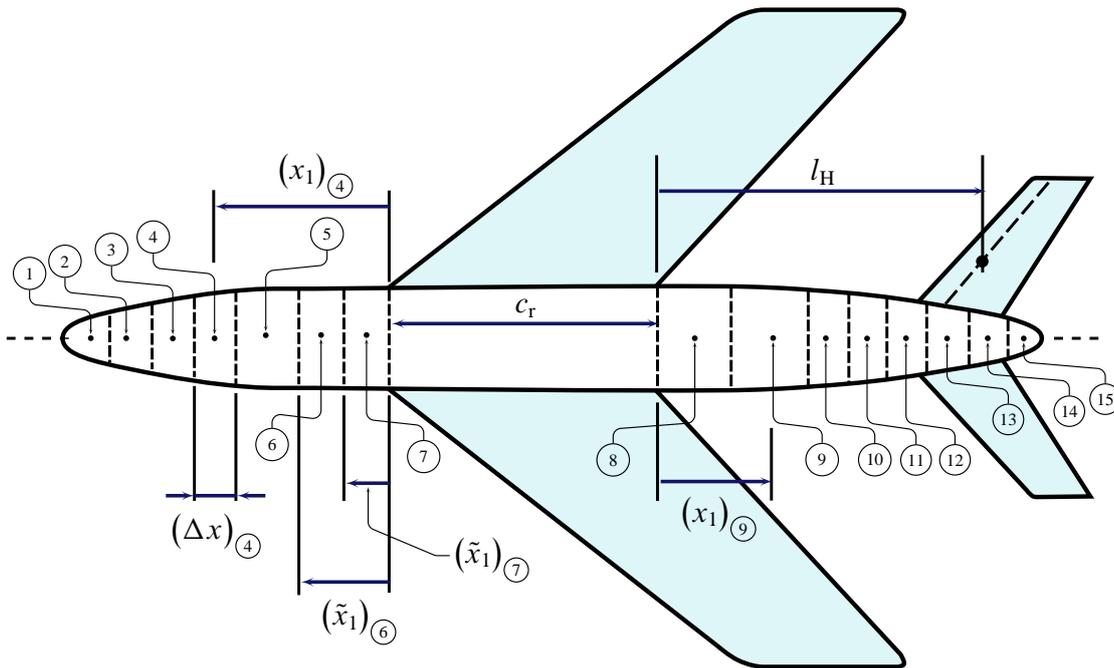
$$\begin{aligned} (C_{\mathcal{M}})_{B(W)} &= (C_{\mathcal{M}_0})_{B(W)} + (C_{\mathcal{M}\alpha})_{B(W)} (\alpha_B - i_W + \alpha_{0L,W}) \\ &= (C_{\mathcal{M}_0})_{B(W)} + (C_{\mathcal{M}\alpha})_{B(W)} \alpha_{a,W} \end{aligned} \quad (5.19)$$

dove  $\alpha_{a,W} = \alpha_B - i_W + \alpha_{0L,W}$  è l'angolo d'attacco assoluto, cioè l'angolo di incidenza della corrente riferito alla direzione di portanza nulla dell'ala.

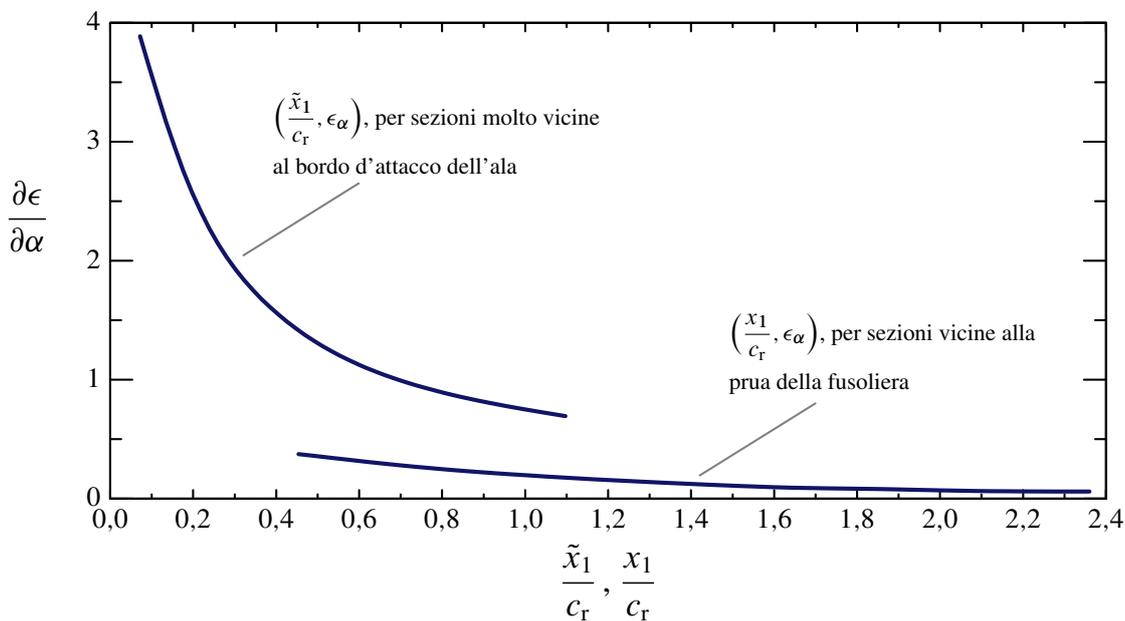
Il calcolo di  $(C_{\mathcal{M}_0})_{B(W)}$  a secondo membro della formula (5.19) è stato discusso nel paragrafo precedente. Un'altra grandezza significativa è data dalla derivata  $(C_{\mathcal{M}\alpha})_{B(W)}$  che può essere calcolata mediante la formula di Multhopp (5.16) riportata a pagina 178. Essa deve essere valutata tenendo conto della legge di variazione con  $x$  di  $\partial\epsilon/\partial\alpha$ .

Per quanto riguarda la regione compresa fra la prua della fusoliera ed il bordo d'attacco della corda di radice alare, ci si può avvalere dei diagrammi riportati nella figura 5.32b. Stabilita una suddivisione della fusoliera in tronchi, la curva superiore deve essere utilizzata per le sezioni molto vicine al bordo d'attacco dell'ala (per le quali è atteso un valore elevato del gradiente dell'angolo di *upwash*). La curva inferiore va invece utilizzata per valutare  $\partial\epsilon/\partial\alpha$  in corrispondenza delle sezioni prossime alla prua della fusoliera (per le quali, essendo lontane dall'ala, ci si attende un gradiente non elevato). Le definizioni necessarie alla lettura dei diagrammi sono illustrate dallo schema della figura 5.32a. Si osservi che per la parte di fusoliera sottesa dalla corda di radice si assume che le grandezze  $\alpha_f$  e  $\partial\epsilon/\partial\alpha$  siano entrambe nulle. Ne risulta che questa parte di fusoliera non apporta alcun contributo all'integrale che compare a secondo membro della formula di Multhopp. In altre parole, nell'integrale a secondo membro della (5.16) è possibile porre il termine  $(1 + \partial\epsilon/\partial\alpha)$  uguale a zero per tutte le  $x$  appartenenti alla regione sottesa dalla corda di radice dell'ala.

Per le sezioni di fusoliera a valle dell'ala il termine è possibile assumere un andamento lineare del termine  $(1 + \partial\epsilon/\partial\alpha)$ , tra il valore nullo assunto in corrispondenza del bordo d'uscita della corda di radice ed il valore  $[1 - (\partial\epsilon_d/\partial\alpha)_H]$  assunto in corrispondenza del centro aerodinamico dell'impennaggio orizzontale di coda (si osservi che per  $\epsilon_d$  si intende l'angolo di *downwash* a valle dell'ala, cioè  $\epsilon_d \equiv -\epsilon$ ).



(a) Esempio di combinazione ala-fusoliera, di possibile suddivisione in tronchi della fusoliera e nomenclatura per la lettura dei diagrammi riportati in basso.



(b) Variazione longitudinale della derivata  $\epsilon_\alpha$  dell'angolo di *upwash*.

**Figura 5.32** Stima della derivata dell'angolo di *upwash* nel piano di mezzeria di un velivolo, nella regione compresa tra la prua della fusoliera ed il bordo d'attacco della corda di radice. Curve valide per una configurazione ala-fusoliera avente un gradiente della retta di portanza pari a  $0,0785/^\circ$ . Per valori diversi del gradiente  $(C_{L\alpha})_{WB}$  i valori ottenuti da queste due curve vanno moltiplicati per un fattore  $(C_{L\alpha})_{WB}/0,0785$ .

La derivata  $(C_{M_\alpha})_{B(w)}$  può essere dunque calcolata riscrivendo la (5.16) come segue:

$$(C_{M_\alpha})_{B(w)} = \frac{\pi}{2S\bar{c}} \left[ \underbrace{\int_0^{l_1} b_f^2 \left( 1 + \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) dx_c}_{\text{diagrammi, figura 5.32b}} + \int_{l_1+l_2}^{l_B} b_f^2 \underbrace{\left( 1 - \frac{\partial \epsilon_d}{\partial \alpha} \right)}_{\text{formula (5.21)}} dx_c \right] \quad (5.20)$$

I due integrali potranno essere calcolati in maniera approssimata suddividendo la parte anteriore e posteriore della fusoliera in un numero conveniente di sezioni (applicando la formula dei trapezi o la formula di Simpson).

Ad esempio, con riferimento allo schema di discretizzazione della figura 5.32a, per i tronchi di fusoliera numerati da 1 a 5 il gradiente  $\partial \epsilon / \partial \alpha$  può essere valutato in corrispondenza dell'ascissa del centroide di ciascuna striscia, utilizzando la curva inferiore del diagramma 5.32b. Per le sezioni 6 e 7, invece, va utilizzata la curva superiore del medesimo diagramma, valutando la grandezza  $\tilde{x}_1$  come distanza della sezione stessa dal bordo d'attacco dell'ala. I tronchi di fusoliera a valle dell'ala, numerati da 8 a 15, sono influenzati essenzialmente dal *downwash* del sistema vorticoso alare e per essi si può utilizzare la seguente relazione lineare:

$$1 + \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \equiv 1 - \frac{\partial \epsilon_d}{\partial \alpha} = \frac{x_1}{l_H} \left[ 1 - \left( \frac{\partial \epsilon_d}{\partial \alpha} \right)_H \right] \quad (5.21)$$

dove  $x_1 = x_c - (l_1 + l_2)$  ed  $l_H$  è la distanza, misurata parallelamente alla corda di radice, tra il bordo d'uscita ed il centro aerodinamico dell'impennaggio orizzontale di coda (figura 5.32a).

La valutazione della quantità  $(\partial \epsilon_d / \partial \alpha)_H$  può essere effettuata, al solito, sperimentalmente, numericamente o tramite l'uso di diagrammi e di formule semiempiriche. Alcune possibili modalità di calcolo di prima approssimazione del valore di  $(\partial \epsilon_d / \partial \alpha)_H$  sono state discusse nel [paragrafo 4.3](#).

### Esempio 5.1



Per un'applicazione delle formule (5.18) e (5.19) si consideri il velivolo Tecnam P2006, le cui caratteristiche principali sono riportate nella tabella 5.1. Nella figura 5.33 sono rappresentate la vista laterale e due sezioni orizzontali della fusoliera, insieme con gli ingombri di alcune sezioni.

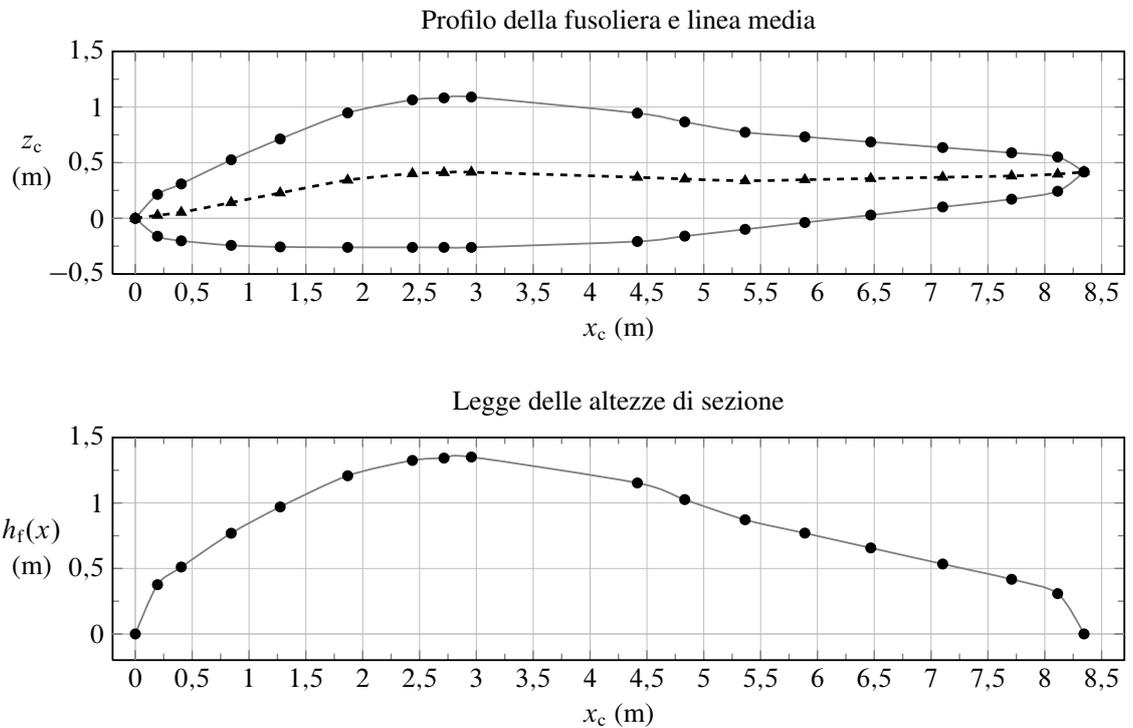
Per un'applicazione delle formule (5.18) e (5.19) si consideri il velivolo Tecnam P2006, le cui caratteristiche principali sono riportate nella tabella 5.1. Nella figura 5.33 sono rappresentate la vista laterale e due sezioni orizzontali della fusoliera, insieme con gli ingombri di alcune sezioni.

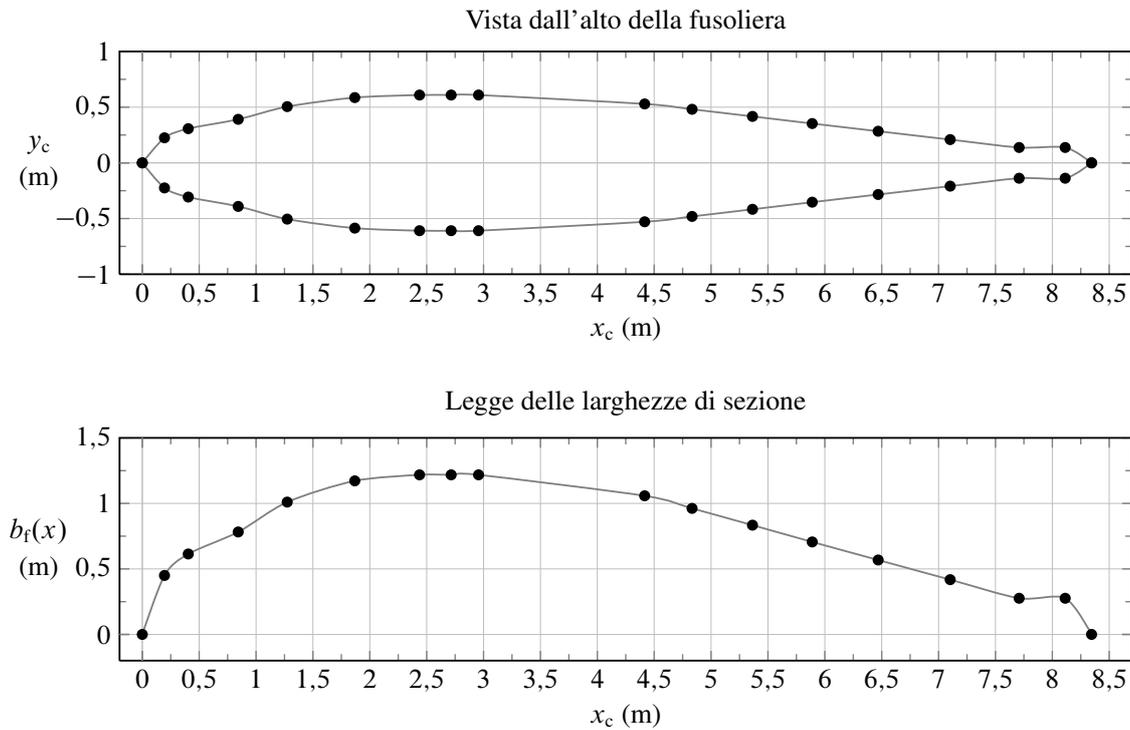
Per un'applicazione delle formule (5.18) e (5.19) si consideri il velivolo Tecnam P2006, le cui caratteristiche principali sono riportate nella tabella 5.1. Nella figura 5.33 sono rappresentate la vista laterale e due sezioni orizzontali della fusoliera, insieme con gli ingombri di alcune sezioni.



Tabella 5.2 Discretizzazione della fusoliera del velivolo Tecnam P2006.

indice di sezione $k$	$x_c(k)$ (m)	$b_f(k)$ (m)	$h_f(k)$ (m)	$z_{cl}(k)$ (m)	$i_{cl}(k)$ (°)
0	0	0	0	0	-7,9
1	0,1950	0,4500	0,3760	0,0270	-7,6
2	0,4040	0,6140	0,5110	0,0535	-8,6
3	0,8430	0,7820	0,7690	0,1415	-11,3
4	1,2740	1,0100	0,9700	0,2280	-11,2
5	1,8680	1,1720	1,2080	0,3430	-8,4
6	2,4370	1,2180	1,3250	0,4015	-3,2
7	2,7150	1,2180	1,3430	0,4105	-1,4
8	2,9560	1,2180	1,3510	0,4145	-0,6
9	4,4160	1,0580	1,1530	0,3685	+2,1
10	4,8330	0,9620	1,0260	0,3530	+1,9
11	5,3640	0,8340	0,8720	0,3370	+0,3
12	5,8890	0,7060	0,7700	0,3470	-1,1
13	6,4690	0,5680	0,6570	0,3575	-1,0
14	7,1020	0,4180	0,5340	0,3690	-1,1
15	7,7080	0,2760	0,4170	0,3805	-1,8
16	8,1130	0,2760	0,3080	0,3970	-4,0
17	8,3450	0	0	0,4170	-5,3

Figura 5.34 Discretizzazione del profilo di fusoliera del velivolo Tecnam P2006 e legge delle altezze di sezione  $h_f(x)$ .



**Figura 5.35** Discretizzazione della vista in pianta della fusoliera del velivolo Tecnam P2006 e legge delle larghezze di sezione  $b_f(x)$ .



### 5.3.8 Genesi del momento di beccheggio del sistema ala-fusoliera

Per interpretare la genesi del momento  $\mathcal{M}_{WB}$  per un velivolo da trasporto commerciale, si consideri la figura 5.36 nella pagina seguente in cui è rappresentata il sistema ala-fusoliera ad un assetto corrispondente alla condizione di progetto:  $\alpha_B = 0$ , velocità e quota di crociera.

Dalla rappresentazione schematica del carico lungo l'apertura alare, data l'entità dell'angolo di freccia, si deduce una ridotta influenza della superficie portante in termini di *upwash* sulla parte anteriore della fusoliera. Pertanto, nella condizione di volo considerata, la forma del carico lungo la fusoliera ha una risultante  $L_{B(W)}$  rivolta verso il basso. Quest'ultima è applicata in posizione avanzata rispetto al punto di applicazione della risultante  $L_{W(B)}$  del carico alare.

Nel caso particolare preso in considerazione, il segno del momento baricentrico è positivo, cioè prevale la coppia cabrante dovuta alla portanza  $L_{W(B)}$  rispetto a quella picchiante della deportanza  $L_{B(W)}$ . Si osserva che, qualora si consideri l'assetto di portanza nulla del sistema ala-fusoliera — un  $\alpha_B$  certamente negativo per il quale si realizza una  $L_{W(B)} = 0$  —, si ha un predominio della coppia picchiante dovuta alla fusoliera che corrisponderà certamente ad un  $(C_{\mathcal{M}_0})_{B(W)} < 0$ .

### 5.3.9 Centro aerodinamico del sistema ala-fusoliera

Per definizione, l'ascissa  $x_{ac,WB}$  del centro aerodinamico della configurazione ala-fusoliera è tale che:

$$(C_{\mathcal{M}_\alpha})_{WB} = (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac,WB}) (C_{L_\alpha})_{WB} \quad (5.22)$$