Appunti
di
Costruzioni Aeronautiche II

prof. Carlo Caprile

A.A. 2003 - 2004

Indice

1 13-10-03 **2**

2 14-10-03 **4**

3 20-10-03 **7**

4 21-10-03 **12**

5 22-10-03 **18**

6 27-10-03 **24**

7 29-10-03 **34**

7.1 Comportamento a raffica del velivolo. 34

7.2 Come viene impostato l'atterraggio di un certo velivolo 37

8 03-11-03 **40**

9 04-11-03 **45**

10 05-11-03 **49**

11 10-11-03 **56**

12 11-11-03 **61**

13 12-11-03 **68**

14 17-11-03 **74**

15 18-11-03 **84**

16 19-11-03 **95**

17 25-11-03 **103**

18 26-11-03 **112**

19 01-12-03 **118**

20 02-12-03 **122**

21 03-12-03 **131**

22 09-12-03 **141**

22.1 Sezioni aperte 141

22.1.1 Calcolo della posizione del centro di taglio 143

22.2 Sezioni Chiuse 145

23 10-12-03 **147**

24 15-12-03 **156**

25 16-12-03 **162**

26 17-12-03 **169**

27 07-01-04 **177**

28 12-01-04 **185**

29 13-01-04 **196**

30 14-01-04 **203**

31 19-01-04 **217**

32 20-01-04 **225**

32.1 Verifica a robustezza 225

32.2 Aperture 233

33 26-01-04 **235**

33.1 COLLEGAMENTI-GIUNZIONI 235

33.2 DIMENSIONAMENTO E PASSO DEI CHIODI 238

Elenco delle figure

3.1 Grafico σ - ε 8
3.2 Grafico σ - ε sulla sezione 10

6.1 Diagramma n-V 25
6.2 Diagramma n-V Smussato 30

7.1 Grafico $n - V$: variazione di fattore di contingenza dovuto a raffiche verticali 35
7.2 Grafico $n - V$: variazione di portanza dovuta a velocità longitudinali 36
7.3 Raffica discendente in prossimità del suolo 36
7.4 Profilo investito da flussi contrari 37
7.5 Grafico $n - V$: velocità dell'aria maggiore di quella del velivolo . . . 38

8.1 Liste imperniate centralmente per evitare lo scorrimento 43
8.2 Carrello a balestra 44

9.1 Andamento della reazione del terreno con lo spostamento. 47

11.1 Schematizzazione della meccanica di una manovra di rollio 57

12.1 Curva c_l - α al variare di λ 66

14.1 Forza sull'ala dovuta al serbatoio 76
14.2 Momento localizzato sull'ala dovuto al serbatoio 76
14.3 Sezione sottoposta ad azione assiale, nel piano normale al piano della sezione stessa. 79
14.4 Sezione sottoposta a T e N normale al piano della sezione stessa . . 80
14.5 Posizionamento del pannello 81

14.6 Indicazione dell'area del pannello 81
14.7 Distribuzione dell'area del pannello 82
14.8 Aree impegnate dalle superfici mobili 83

16.1 Sezione con momento torcente e taglio 99
16.2 Sezione con puro taglio equivalente alla Figura 16.1 100
16.3 Cerniera piana 102
16.4 Cerniera sferica 102

17.1 Incastro 106
17.2 Incastro carico a torsione 107
17.3 Deformazione a parabola 108
17.4 Posizionamento del comando e caso di forza parallela alla corda . . . 110
17.5 Forza inclinata trasmessa dal comando 110
17.6 Disegno in pianta dell'alettone 110
17.7 Posizionamento del comando lungo l'apertura 111
17.8 Comando sdoppiato sulle cerniere 111

21.1 Minima combinazione possibile tra correnti e pannello 137
21.2 Elemento strutturale che può sopportare un taglio a condizione che questo sia allineato con l'anima 138

22.1 Sezione ad un pannello e due correnti 141
22.2 sezione con pannello curvilineo 142
22.3 Pannello rettilineo 143
22.4 Pannello curvilineo 143
22.5 Calcolo del centro di taglio 144
22.6 Sezione a 3 correnti 145
22.7 Flussi di taglio in una sezione chiusa 146

23.1 Sezione aperta costituita da un pannello e due correnti 147
23.2 Sezione aperta costituita più pannelli e più correnti 148
23.3 Flusso uniforme reagente alla sollecitazione tagliante 149
23.4 Flussi distinti reagenti alla sollecitazione tagliante 150
23.5 Flussi agenti sui pannelli equilibranti la variazione di N del corrente 151
23.6 Sezione generica sottoposta a taglio 152

23.7 Individuazione dell'asse neutro in una sezione generica 153
23.8 Sezione aperta 154
23.9 Sezione chiusa 155

24.1 Varie tipologie di strutture 156
24.2 Sezione chiusa 158
24.3 Sezione con due celle 161

25.1 Sezione alare. 162
25.2 Schema della sottostruttura. 163
25.3 Ala in apertura con i carichi applicati. 163
25.4 Effetto di un corrente che trasporta i carichi. 164
25.5 Esempio di trave con centine. 164
25.6 Schema di una centina. 165
25.7 Flussi di taglio nella parte strutturale della centina. 165
25.8 Schema a travi di una centina. 165
25.9 Forze agenti su una centina vincolata. 166
25.10Carico che compete alla parte vincolata della centina. 166
25.11Diagramma del taglio in apertura. 167
25.12Diagramma del momento flettente in apertura. 167

26.1 Semplice schema di assemblaggio ala - alettone 169
26.2 Posizionamento delle centine nell'alettone 170
26.3 Esempio di collegamento tra ala e alettone 170
26.4 Anello Siegel 171
26.5 Realizzazione della cava nel perno per inserimento di un anello siegel 172
26.6 Bloccaggio del perno tramite spina 173
26.7 Esempio di collegamento tra ala e alettone tramite piastre e perno . 174
26.8 Piastra inchiodata alla centina dell'alettone 174

27.1 Sezione semplice con 2 correnti e un pannello 181
27.2 A sinistra: Sezione simmetrica con C.T. sull'anima; A destra: Sezione con C.T. fuori dalla sezione che si torce sotto l'azione di T 182
27.3 Sospostamento dei correnti dovuto all'azione di taglio 183
27.4 Pannello di spessore costante imbutito 183

27.5 Ripiegamento utilizzato per aumentare la rigidezza trasversale 184

28.1 Sezione e sollecitazioni 185
28.2 Esempio di forze agenti sulla semiala 186
28.3 Posizionamento delle sollecitazioni sulla sezione 188
28.4 spostamento del taglio e sollecitazioni equivalenti 189
28.5 Soluzione a due correnti e chiusura con il pannello del bordo d'attacco 191
28.6 Soluzione a quattro correnti 192
28.7 Esempio di soluzione a numero di correnti maggiore di quattro . . . 192
28.8 Forze agenti sui correnti del longherone principale 193
28.9 Esempio di correnti con stessa area e forma diversa ed esempio di corrente a Ω 194

29.1 Profilo a sezione aperta a forma di "z" 199
29.2 Deformazione dovuta al superamento del carico critico di compressione200
29.3 Aumento della deformazione dovuta al continuo aumento del carico critico di compressione 200
29.4 Andamento degli sforzi nei primi due pannelli della sezione a forma di "z" 201

30.1 Sezione di un'ala 205
30.2 Struttura portante di una sezione alare 208
30.3 Asse neutro di una sezione 210
30.4 Ellissi d'inerzia di una sezione 212

31.1 Sezione semplice, costituita da un'anima e da due solette 217
31.2 Deformabilità dovuta all'instabilità del pannello 218
31.3 Aumentando il carico le ondulazioni diventano di 45° 219
31.4 Sollecitazione di taglio sull'area infinitesima del pannello 219
31.5 Sollecitazione equivalente a quella di figura 31.4 ma con sforzi normali 220
31.6 Taglio causato da una forza di trazione in direzione degli imbozzamenti220
31.7 Struttura con montanti 221
31.8 Sforzi agenti nei montanti 221
31.9 Deformazione a cui sono assoggettati i correnti 221

32.1 Azioni interne nella sezione del longherone 226

32.2 Curva $\sigma - \varepsilon$ 227
32.3 Deformata della sezione 227
32.4 Carico critico in campo elastico ($\varepsilon_{cr} \leq \varepsilon_{sn}$) 228
32.5 Deformazione dovuta a un carico critico in campo elastico 228
32.6 Carico critico in campo plastico ($\varepsilon_{cr} \geq \varepsilon_{sn}$) 229
32.7 Deformazione dovuta a un carico critico in campo plastico (in alto) e relativi sforzi sulla sezione (in basso) 230
32.8 Spostamento in funzione della variazione di azione assiale 231
32.9 Sezione generica a 4 correnti 231
32.10Sezione generica reale a 4 correnti 232
32.11Sezione generica reale a più correnti 232
32.12Apertura nei pannelli sottoposta a taglio 234

33.1 Giunzione tradizionale, chiodo sottoposto a taglio 236
33.2 Giunzione con chiodo sottoposto ad azione assiale 236
33.3 Rivetto con spina non completamente estraibile a sinistra (caso A) e con spina estraibile destra (caso B) 237
33.4 Trave in multistrato 238
33.5 Trave monoblocco 239
33.6 Trave multistrato spinata 239
33.7 Andamento delle τ nella giunzione 240
33.8 Passo della chiodatura 240
33.9 Generica sezione alare 241
33.10Flusso nei pannelli: in sezione in alto, in pianta in basso 241

Capitolo 1

13-10-03

Si definisce STRUTTURA un qualsiasi elemento in grado di sopportare forze. La struttura è sottoposta a dei CARICHI DI CONTINGENZA, che sono i carichi realmente applicati nell'istante considerato. Il CARICO MASSIMO AMMISSIBILE è invece il valore massimo del carico applicabile. Nel progetto di un velivolo si cerca (per quanto riguarda la struttura nella sua interezza) di ottimizzare le funzioni e di minimizzare il peso a parità di resistenza e carico sopportabile, mantenendo la sua elasticità. Inoltre l'aereo deve essere in grado di sopportare dei carichi con deformazioni ben precise e fissate, ad esempio la torsione e la deformabilità flessionale. Poi la struttura deve sopportare dei carichi senza superare i limiti di elasticità del materiale (LIMITE DI RESISTENZA), e le deformazioni conseguenti ai carichi applicati devono essere, oltre che elastiche, anche limitate affinchè non vengano meno le prestazioni per le quali la struttura era stata progettata (LIMITE DI DEFORMAZIONE). Di solito tra i due limiti si impone quello che per la struttura è più severo, ma se c'è una corrispondenza biunivoca tra sforzi e deformazioni si può imporre quello dei due che ci risulta più comodo. Diventa importante quindi la ricerca di materiali che permettano di soddisfare questi requisiti mantenendo il peso contenuto. Esempi di parti di un aereo che siano assoggettate a forze di un solo tipo sono i correnti, che nella teoria elementare della trave a semiguscio sopportano solo azione assiale, e le aste di rinvio dei comandi. Ma ciò è valido solo se non ci sono accelerazioni, altrimenti tutto ciò che ha massa è sottoposto al peso e alle forze di massa. Il RIVESTIMENTO ALARE ha come limitazione lo sforzo di snervamento e deve sopportare gli sforzi reali (di contingenza). Lo sforzo deve rimanere in

campo elastico e la deformabilità deve essere tale che gli spostamenti che ne conseguono non modifichino le prestazioni del velivolo. Bisogna quindi valutare queste prestazioni anche sotto carico cercando di semplificare il problema il più possibile. Il rivestimento deve essere in grado di sopportare le pressioni che derivano dalle forze aerodinamiche e dalla pressurizzazione della cabina del velivolo. Il carico alare W/S dipende sempre dal momento, dalla contingenza, però è dell'ordine di 300 kg/m^2. Facciamo un esempio, quello della richiamata. La manovra si svolge nel seguente modo: il pilota tira la barra, l'equilibratore ruota verso l'alto e diminuisce la portanza sull'impennaggio orizzontale. All'istante immediatamente precedente il velivolo era in volo orizzontale rettilineo uniforme. Trascurando i transitori, il velivolo si trova ora squilibrato e nasce quindi un sistema di accelerazioni. Queste accelerazioni provocano delle forze d'inerzia di intensità e direzione pari alle forze che nascono, ma con verso opposto. La risultante si suppone applicata nel baricentro dell'aereo. Nascono quindi delle accelerazioni angolari reali attorno agli assi principali d'inerzia, pari al momento reale diviso il momento d'inerzia. Queste provocano la nascita di forze d'inerzia su tutta la massa del velivolo la cui risultante è ancora un momento applicato nel baricentro. Siamo però ancora nella stessa posizione dell'inizio! L'accelerazione provoca una variazione di velocità e tale variazione diventa, dopo un istante di tempo, una velocità di rotazione. Questa rotazione fa aumentare l'angolo di incidenza e quindi istantaneamente anche la portanza e le forze di massa. Cioè aumenta il carico alare. Ricapitolando, la richiamata positiva consiste quindi in una rotazione del velivolo attorno all'asse di beccheggio. Tale rotazione aumenta l'angolo di incidenza. Allora la portanza del velivolo si incrementa a parità di tutto il resto. Il rapporto tra L e la superficie in pianta è maggiore di prima. Il carico alare, per un velivolo civile, aumenta anche di 2.5 volte. Progettare una struttura vuole dire dimensionarla e trovare i materiali adatti, definire i diversi pesi. Nei diversi insegnamenti abbiamo già visto dei modelli, ad esempio la trave a semiguscio, a guscio completo etc...

Capitolo 2

14-10-03

Il nostro obbiettivo è riuscire a dislocare i materiali scelti in modo da garantire la sicurezza strutturale. Una struttura aeronautica viene dichiarata sicura se, assoggettata a carichi contingenti (cioè reali), non si verificano in nessun punto sforzi maggiori allo sforzo elastico massimo. Inoltre le deformazioni elastiche non devono inficiare le prestazioni. I carichi sono applicati staticamente (la struttura sopporta carichi statici). A questa ipotesi va aggiunta la condizione sui carichi fittizi: si tratta di carichi di robustezza, ovvero carichi di contingenza moltiplicati per un coefficiente maggiore di 1 detto 'coefficiente di sicurezza'. Mediamente vale 1.5, ma in determinati casi può essere aumentato o diminuito.

$$coefficiente\ di\ sicurezza = \frac{carichi\ di\ robustezza}{carichi\ di\ contingenza} \tag{2.1}$$

Se la struttura è assoggettata a carichi di robustezza, in nessun punto deve accadere che lo sforzo sia superiore allo sforzo di rottura: questo è il criterio di resistenza. Le deformazioni che avvengono possono anche essere plastiche, quindi notevolmente grandi, ma non devono comunque causare il collasso della struttura. Il collasso di una struttura si verifica quando questa non è più in grado di fornire delle azioni interne tali da mantenere l'equilibrio. Nel collasso le sollecitazioni cui è sottoposta la struttura sono esagerate, cioè superiori a quelle interne (deformazioni eccessive). All'interno della struttura le azioni interne non sono più uguali e contrarie a quelle esterne. Il limite (prima del collasso) è quando si ha ancora una soluzione equilibrante tra azioni interne e sollecitazioni dovute ai carichi. Oltre si ha collasso.

Le prove sulla struttura vanno fatte dopo aver completato la struttura stessa; occorre prevedere l'eventuale collasso del sistema attraverso lo studio di un modello analitico.

Consideriamo ora un'ala molto allungata, a pianta rettangolare e con sezioni tutte uguali e parallele, con freccia nulla. Questo può essere considerato l'elemento strutturale più semplice: la trave. Nel modello di De Saint Venant la trave è identificata dal suo asse. Le sezioni vengono prese normali all'asse stesso. Ciò che distingue una trave da un'altra sono le caratteristiche inerziali delle sezioni. Nel caso in cui le caratteristiche inerziali fossero nulle parleremmo di 'asta' (si tratta di una semplificazione) e avremmo solo azioni assiali. L'asta è dunque diversa dalla trave, poichè quest'ultima sopporta anche taglio, momento flettente e torcente. L'asse della trave è il luogo dei baricentri delle aree delle sezioni della trave. Il baricentro è il centro della distribuzione delle masse del corpo. Per le sezioni della trave si passa al limite, cioè si diminuisce di una dimensione, passando dal volume all'area (passaggio al limite sulla dimensione assiale). Quando una trave è caricata assialmente, si allunga o si accorcia rimanendo rettilinea, cioè le sezioni si spostano una rispetto all'altra rimanendo parallele a se stesse e normali all'asse. Affinchè le sezioni si muovano parallelamente, le deformazioni devono essere uguali in ogni punto. Invece gli sforzi non è detto che siano uguali in ogni punto: ciò avviene solo se la sezione è uniforme. Se vincolo un'estremità dell'ala e tiro l'altra applicando una forza assiale in un certo punto, se si verifica che le sezioni si allontanano tra loro della stessa quantità, vuol dire che ho applicato la forza esattamente lungo l'asse della trave. L'asse della trave è il luogo dei punti di ogni sezione in cui è applicata la forza dovuta alla distribuzione degli sforzi nella sezione stessa. Questa forza è uguale e contraria a quella che si sviluppa all'interno della trave. Le azioni interne si sviluppano all'interno della trave (taglio, momento flettente, torcente e azione assiale), mentre le sollecitazioni sono esterne. Solo quando le azioni interne e le sollecitazioni esterne sono uguali e contrarie si può avere equilibrio, altrimenti si verifica il collasso.

Con materiale delle sezioni omogeneo, se gli sforzi sono uguali anche le deformazioni sono uguali; solo in questo caso la forza (data dall'integrale degli sforzi sull'area) è applicata nel baricentro delle sezioni. Altrimenti occorre cercare il baricentro pesando le aree in modo da avere le stesse deformazioni; sarà quindi necessario considerare le caratteristiche elastiche. Si noti che una struttura a parete sottile è a guscio completo. Noi invece useremo lo schema a semiguscio, cioè con pareti sottili e correnti esili. Un problema di grande importanza è che carichi troppo elevati

possono generare instabilità per compressione e taglio.

Capitolo 3

20-10-03

Lo sforzo è una forza per unità di superficie. In generale, intendiamo una forza applicata a trazione assiale su un provino standardizzato (in modo che chiunque possa avere gli stessi risultati, a parità di materiale) e come superficie consideriamo quella perpendicolare all'asse, e quindi anche alla forza applicata. Per una lega leggera a base di alluminio, la deformazione alla rottura è circa del 9%. Per una lega d'alluminio da fonderia, peggiore dal punto di vista delle caratteristiche, lo sforzo di rottura per trazione è $\sigma_r = 10 - 20\frac{kg}{mm^2}$, mentre per una lega usata in aeronautica, si può arrivare ad avere uno sforzo di rottura $\sigma_r = 40 - 50\frac{kg}{mm^2}$. Lo sforzo di snervamento è quello che provoca sul materiale una deformazione permanente (cioè plastica, presente anche dopo lo scarico) del 2 per mille, ovvero 2mm per un provino di 1m. Questo valore è stato imposto per convenzione, per fare in modo che tutti possano misurare lo sforzo di snervamento allo stesso modo. Per le leghe di alluminio, lo sforzo di snervamento è circa $\sigma_s = 21$. La deformazione è l'allungamento (cioè variazione di lunghezza) rapportato alla lunghezza iniziale:

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \tag{3.1}$$

Si vede che la deformazione è un numero puro. Dallo sforzo di snervamento è possibile calcolare la deformazione di snervamento, dividendo per il modulo di elasticità longitudinale E (che ha le dimensioni di una pressione):

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} \tag{3.2}$$

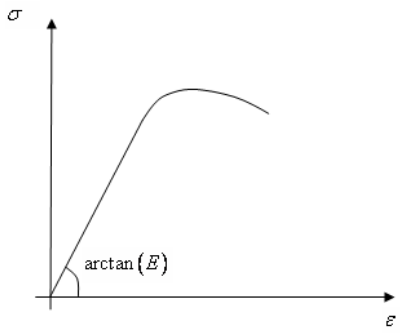

Figura 3.1: Grafico σ - ε

Di conseguenza, E è la costante di proporzionalità tra σ e ε. Esso rappresenta anche la tangente geometrica dell'angolo formato dalla curva sforzi-deformazioni (nel campo di elasticità) con l'asse delle deformazioni.

Per una lega di alluminio, $E = 7000\frac{kg}{mm^2}$, da cui si ricava la deformazione di snervamento:

$$\varepsilon_s = \frac{\sigma_s}{E} = 3 \cdot 10^{-3} \tag{3.3}$$

La deformazione al limite della rottura è il residuo permanente ed è di circa il 10%.

Le sezioni delle travi sono contraddistinte dalle caratteristiche inerziali, che determinano le proprietà della sezione stessa. Queste caratteristiche sono determinate dalla distribuzione del materiale sulla sezione. Quando cambia la geometria di una struttura, cambiano anche le caratteristiche della sezione. In particolare, se aumentano i carichi su di una struttura, cambia la geometria, e quindi la distribuzione delle masse, in modo tale le caratteristiche inerziali delle sezioni diminuiscano, fino al punto in cui esse sono così basse che la struttura non è più in grado di equilibrare i carichi applicati: si ha quindi il collasso della struttura, prima che si sia raggiunto lo sforzo di rottura in qualche punto di essa. Un ulteriore modo di collasso si ha quando, in qualche punto, si raggiunge il carico critico di un certo componente, per compressione (corrente o pannello) o per taglio (pannello). A questo punto, le deformazioni diventano grandi, cambiando la geometria delle sezioni. Come visto sopra, diminuiscono le caratteristiche inerziali e la struttura collassa.

Analizziamo alcune condizioni di carico delle travi. Consideriamo dapprima una

trave assoggettata a taglio: due sezioni vicine scorreranno una rispetto all'altra. E' ancora possibile definire un modulo elastico (modulo di elasticità tangenziale, G) che lega sforzi tangenziali τ e scorrimenti γ. I valori degli sforzi tangenziali τ non sono facilmente misurabili, per cui è difficile determinare i valori di snervamento e rottura. Esiste una tecnica che si basa sull'aumento repentino di temperatura che si ha allo snervamento, a causa della rottura di alcuni legami. Per superare queste difficoltà, si usano dei procedimenti analitici, detti criteri di resistenza, che consentono di riportare uno stato di sforzo generico (pluriassiale) ad uno sforzo monoassiale di trazione equivalente, a cui poi si applicheranno i valori di σ limite detti sopra. Esempi di criteri di resistenza sono quelli di Beltrami e Von Mises, e danno criteri di rottura e di snervamento per un pezzo caricato ad azione assiale e tagliante. Per esempio, per il criterio di Von Mises si definisce uno sforzo assiale equivalente come:

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\sum \sigma^2 + k\tau^2} \tag{3.4}$$

con $k > 1$. Se il materiale è duttile (ovvero ha un ampio campo plastico dopo lo snervamento e prima della rottura - così sono i materiali aeronautici), si può usare $k = 3$; al contrario, se è fragile, $k = 4$. La fragilità o meno del materiale è valutata con le prove di resilienza.

Consideriamo ora una trave a cui è applicato un momento flettente: diciamo che la trave è sollecitata a flessione. Ciascuna sezione della trave ruota rispetto a quella vicina attorno ad un asse della sezione stessa, detto asse neutro. Se il materiale che compone la sezione è uniforme, allora l'asse neutro passa per il baricentro della sezione, altrimenti passa per il punto d'intersezione tra l'asse della trave e la sezione stessa. L'asse neutro è utile per calcolare gli sforzi in ogni punto della sezione, quindi è possibile verificare che in nessuno di questi

punti si superino gli sforzi o le deformazioni limite. Per trovare l'asse neutro, si ipotizza che le sezioni ruotino mantenendosi piane. Questo è vero tanto più quanto i carichi sono regolari, ovvero applicati lontani dalle sezioni considerate. Il momento statico della sezione, rispetto ad un asse baricentrico, è nullo. Gli assi principali d'inerzia passano per l'intersezione dell'asse della trave con la sezione (che coincide col baricentro, se il materiale è omogeneo), sono ortogonali tra loro e, rispetto a questi assi, i momenti centrifughi (o prodotti d'inerzia) sono nulli. Tra tutti i mo-

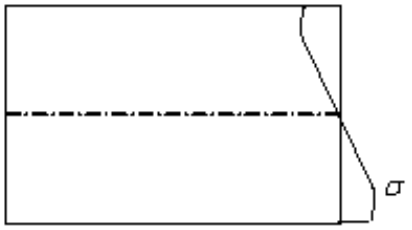

Figura 3.2: Grafico σ - ε sulla sezione

menti d'inerzia, i momenti principali d'inerzia sono il massimo e il minimo. Si può rappresentare sul piano cartesiano l'elissoide d'inerzia, che ha come semiassi i momenti principali d'inerzia, e il modulo di ciascun suo punto rappresenta il momento d'inerzia nella direzione individuata dal punto stesso con l'origine. Se il materiale è omogeneo, quando si applica un momento flettente in direzione di un asse principale d'inerzia, la trave si incurva solo perpendicolarmente ad esso, ovvero lungo l'altro asse principale d'inerzia. Possiamo quindi dire che un asse principale d'inerzia è l'asse neutro per un momento applicato sull'altro asse. Si può allora scomporre un momento flettente in direzione arbitraria come due momenti perpendicolari lungo gli assi principali d'inerzia, quindi sovrapporre gli effetti. In questo modo il calcolo è più agevole, infatti, di ciascun momento, si conosce l'asse neutro associato. Gli sforzi generati dalla flessione sono assiali, di trazione o compressione a seconda della posizione relativa rispetto all'asse neutro. Inoltre il loro modulo varia linearmente con la distanza dall'asse neutro, almeno fino a quando la distanza stessa è tale per cui si è in campo elastico. Riportando gli sforzi sulla sezione, si riproduce il grafico σ - ε (Figura 3.2)

Se però il comportamento del materiale non è simmetrico a trazione rispetto a compressione, allora gli sforzi sono diversi da una parte e dall'altra dell'asse neutro: affinché la sezione rimanga piana, si deve spostare l'asse neutro, ovvero il punto dove la risultante delle azioni assiali si annulla.

Infine consideriamo una sollecitazione di torsione: in questo caso, le sezioni ruotano l'una rispetto all'altra, mantenendosi piane e parallele. Si generano degli sforzi di taglio che sono proporzionali alla distanza dal centro di rotazione e inversamente proporzionali al momento d'inerzia sull'asse (che è la somma degli altri 2).

Dall'analisi dei vari tipi di sollecitazione visti, possiamo dire che gli sforzi nel materiale sono solo di tipo assiale o tangenziale, e con questi possiamo generare tutti gli stati di sforzo possibili.

Facciamo ora un'analisi della bontà di una trave (o della sua sezione): è ciò che si chiama verifica strutturale. Consideriamo una struttura assoggettata ai carichi di contingenza. Andiamo a valutare gli sforzi in ciascun punto di essa. Lo sforzo massimo deve essere inferiore allo sforzo ammissibile (ovvero quello di snervamento del materiale). Si procede allo stesso modo con le deformazioni: queste devono essere tali che, integrate, diano luogo a degli spostamenti che non varino le prestazioni della struttura. Quindi si ripete il procedimento, ma applicando alla struttura i carichi di robustezza, verificando che lo sforzo massimo trovato non sia superiore a quello di rottura. La condizione di struttura ottima (minor peso a parità di prestazioni) si ha quando i carichi di contingenza producono sforzi e deformazioni al limite dello snervamento, e i carichi di robustezza provocano sforzi e deformazioni al limite della rottura. Per valutare l'ottimizzazione di una struttura si usa il margine di sicurezza (MdS). Esiste una definizione globale ed una locale del margine di sicurezza. Definizione globale: consideriamo, ad esempio, una trave assoggettata ad un momento flettente: il margine di sicurezza globale è definito come il momento ammissibile (dalla struttura) meno momento massimo realmente applicato, tutto rapportato al momento massimo stesso:

$$MdS = \frac{M_{ammissibile} - M_{max,applicato}}{M_{max,applicato}} = \frac{M_{ammissibile}}{M_{max,applicato}} - 1 \tag{3.5}$$

Si vede che il MdS è un numero puro, ed è nullo quando il momento massimo ammissibile dalla struttura è pari al momento massimo realmente applicato.

Definizione locale: è una definizione analoga alla precedente, ma si fa riferimento agli sforzi assiali che si producono nella struttura:

$$MdS = \frac{\sigma_{ammissibile} - \sigma_{max,applicato}}{\sigma_{max,applicato}} = \frac{\sigma_{ammissibile}}{\sigma_{max,applicato}} - 1 \tag{3.6}$$

Capitolo 4

21-10-03

Come abbiamo già detto, usando uno dei criteri di resistenza possiamo ridurci da uno sforzo pluriassiale ad uno sforzo monoassiale, punto per punto, riuscendo così ad ottimizzare la distribuzione di materiale. Nella realtà gli sforzi sono più di uno, quindi dobbiamo scegliere un compromesso. Il primo passo del progetto di una struttura è cercare i carichi che gravano sulla struttura, cercando di commettere l'errore minore possibile, senza dimenticare di considerare dei carichi. Per proseguire in maniera più semplice e fattiva bisogna tener conto che la macchina dovrà sopportare gli stessi carichi, anche quando avrà già lavorato per diversi anni. Dobbiamo determinare tutti carichi in ogni possibile utilizzo della macchina stessa. Questo metodo è lo stesso applicato nel progetto di un velivolo: si considerano le missioni che l'aereo deve compiere e si analizza ogni singola missione, suddividendola nelle sue varie fasi. Usiamo questo metodo anche dal punto di vista strutturale. Andiamo ad imporre, cioè a stabilire la vita del velivolo, da quando inizia a quando finisce, andiamo a studiarla e a valutarla dal punto di vista dei carichi che gravano sul velivolo stesso. Studiamo la vita, perché il velivolo riesce a lavorare a seconda della fase della sua vita in cui si trova (durante la sua "vecchiaia" lavorerà meno). Torniamo al problema di partenza: cercare i carichi, sotto la condizione di aver minor peso possibile ed individuare i loro valori massimi, perché saranno quelli che determineranno le condizioni per fissare le dimensioni, per dislocare i materiali, nella maniera più acconcia e perché siano rispettate le condizioni di sicurezza, resistenza e rigidezza. La vita del velivolo si può dividere in un certo numero di situazioni in cui l'aereo ed ogni singola sua parte si verranno trovare, non solo durante la vita operativa. Si comprendono

anche le fasi di costruzione e trasporto dell'aereo, perché durante queste si creano sollecitazioni diverse da quelle in volo. Ad esempio un' ala ha le sue caratteristiche di resistenza e rigidezza; quando è completata, le sue sezioni, prese perpendicolarmente ad un ipotetico asse, preso sull'apertura, hanno esse stesse la rigidezza opportuna, perché disegnate e costruite in un certo modo. Durante la sua costruzione, l'ala non ha rigidezza, ad esempio la rigidezza torsionale è data dal fatto di avere una sezione chiusa, cioè una o più celle nello schema a semiguscio. Se non teniamo in considerazione questo fatto, durante la fase di fabbricazione possono nascere delle sollecitazioni sul pezzo che sono superiori a quelle per cui l'ala sarà costruita e montata sull'aeroplano. Durante il trasporto (all'interno di un altro aereo o su una nave), l'aeroplano è smontato e l'ala non è più vincolata laddove era o dovrà essere, quando l'aereo è intero, ma sarà appoggiata su qualche sostegno. Se non si provvede preventivamente a far sì che ci siano dei punti d'appoggio, tali da sopportare il peso (leggi: forze di massa), nascono delle sollecitazioni diverse da quelle che si avrebbero in volo. Distinguiamo, quindi tanti episodi semplificativi ed essenziali che, uniti tra loro, ci diano il panorama completo della vita dell'aereo. In generale, dipendentemente dalle specifiche del velivolo, tali episodi assumeranno un certo numero di ripetizioni durante la vita del velivolo stesso. Un velivolo specializzato è in grado di svolgere un numero ristretto di missioni (1,2 o 3), invece un multiruolo deve essere in grado di svolgere missioni di tipo diverso. Dipendentemente dalla specializzazione (categorie, impiego effettivo) possiamo distinguere dei blocchi di utilizzo del velivolo (in maniera sequenziale o alternata). La struttura non sarà assoggettata a dei singoli carichi, ma a dei cicli di carichi, ripetitivi; tali sollecitazioni saranno quelle che assoggetteranno a *fatica* la struttura. L'aeroplano potrà essere assoggettato alla stessa identica situazione, presentandosi però in una configurazione ben precisa. La configurazione (dello stesso aereo) è di due tipi: *configurazione geometrica* e *configurazione di tipo inerziale*. In generale sull'aereo agiranno forze di massa e forze aerodinamiche. Si possono dividere in *forze di volume* (forze di massa) e *forze di superficie* (forze aerodinamiche). Poi ci sono le forze propulsive che sono applicate puntualmente, cioè sono *forze concentrate* (ad esempio la spinta del motore). Un nostro compito, oltre a valutare le risultanti delle forze, che serviranno per stabilire l'equilibrio e le prestazioni, è guardare la distribuzione delle forze, punto per punto, perché la distribuzione causerà le sollecitazioni che faranno sì che, punto per punto, gli sforzi siano diversi (a parità di risultante la distribuzione può essere alquanto

diversa!).

- Configurazione geometrica.
  L'aereo può presentarsi nella stessa situazione della sua vita (decollo, atterraggio, manovra, ...) in configurazioni geometriche diverse (con ipersostentatori estratti o no, con carrello estratto o retratto, ...). La posizione di tutte le superfici mobili fa cambiare la configurazione. La configurazione geometrica può dirsi anche *configurazione aerodinamica*, perché serve proprio per determinare la distribuzione delle forze aerodinamiche.

- Configurazione inerziale.
  La configurazione inerziale è la configurazione di massa, perché il velivolo può presentarsi in diverse situazioni con diversa massa totale e diversa distribuzione della massa sul velivolo. In generale, i carichi che nascono su un aereo, in una situazione della sua vita, in una particolare configurazione geometrica ed inerziale, sono una *condizione di carico*.

Riassumendo: la vita di un velivolo è divisa in diverse condizioni di carico; una condizione di carico è l'insieme di tutti i carichi (forze e momenti) che andranno a gravare in una situazione particolare della vita di un velivolo, in una particolare configurazione geometrica ed inerziale (ci sarebbe anche una configurazione propulsiva). Non dovremo studiare tutte le possibili condizioni di carico, ma solo quelle più gravose, per passare poi al dimensionamento, cioè alla scelta della struttura e alla dislocazione del materiale all'interno di questa, nel miglior modo possibile, ovvero con il minor peso possibile, rispettando le condizioni di sicurezza (resistenza e rigidezza) della struttura nel suo complesso. Le condizioni di carico si possono distinguere in: simmetriche e non simmetriche. Possiamo fare questa distinzione perché il velivolo ha un piano di simmetria. Il velivolo ha una direzione di moto, quindi si fa in modo che, nel disegno dell'aero, questa sia un asse di simmetria; in questo modo le forze aerodinamiche (portanza e resistenza) siano simmetriche rispetto ad esso. Ma attenzione, la simmetria dal punto di vista della forma (pedaliera a zero, alettoni non deflessi, ...) è facilmente visibile, invece dal punto di vista della configurazione della massa, bisogna verificare che la distribuzione della massa sia simmetrica, affinché la condizione di carico sia simmetrica (perché non basta la simmetria di forma). Se entrambe le configurazioni sono simmetriche (configurazione aerodinamica e di massa) si possono trovare delle condizioni di carico che siano indicative di tutte le

possibili condizioni di carico. In generale si riesce a raggruppare in un grafico $n - v$ l'insieme di configurazioni di carico simmetriche. n è il *coefficiente di contingenza (o di carico)*. Il nome "contingenza" richiama il momento contingente, cioè la particolare condizione temporale in cui si trova il velivolo. n è adimensionale, definito come:

$$\underline{n} := \frac{forze\ totali\ di\ massa}{|peso|} \tag{4.1}$$

Le forze totali di massa sono tutte le forze che nascono a causa della massa, cioè la forza peso più le forze d'inerzia. n è un vettore, quindi si può proiettare secondo tre direzioni. Possiamo utilizzare due diversi sistemi di riferimento: gli assi corpo e gli assi vento.

- Assi corpo.
  Due di essi stanno sul piano di simmetria dell'aereo. Il velivolo è una massa, quindi possiamo modellarlo in un punto che è il suo baricentro e i suoi tre assi principali d'inerzia. Su ogni asse è rappresentata la distribuzione delle masse in termini di momenti d'inerzia (rispetto a questo sistema di riferimento i momenti misti sono nulli).

- Assi vento.
  Uno è orientato come la direzione del vento relativo, quando il moto è rettilineo, orizzontale, uniforme. Se la traiettoria è curvilinea, come visualizzo questo asse? È la direzione della velocità del baricentro del velivolo. Se il velivolo è simmetrico (configurazioni geometrica ed inerziale simmetriche) questo asse starà nel piano di simmetria del velivolo. In generale gli assi vento non sono coincidenti con gli assi principali d'inerzia, perché c'è di mezzo l'angolo d'incidenza, che è legato al fatto che l'aereo può ruotare attorno ad un asse principale d'inerzia (asse di beccheggio). In caso di simmetria gli altri due assi vento saranno quello normale e binormale all'asse diretto come il vento relativo; l'asse binormale (di beccheggio) sarà coincidente con l'asse principale d'inerzia.

Noi useremo come sistema di riferimento solo due assi principali d'inerzia e la velocità. Torniamo a n, lo scomporremo secondo gli assi vento. Se siamo in condizione simmetrica e configurazioni simmetriche (le ipotesi sono: condizione simmetrica e

moto bidimensionale), per il velivolo gli assi significativi sono due e, di conseguenza, anche le componenti significative di n saranno due, perché non ci sono accelerazioni trasversali:

- *coefficiente di contingenza longitudinale*, componente parallela alla velocità
- *coefficiente di contingenza normale*, componente perpendicolare alla velocità

Se, istante per istante, l'angolo d'incidenza del velivolo più l'angolo attorno all'asse di beccheggio, da sommare o sottrarre a quest'ultimo (questo è dovuto al fatto che l'angolo d'incidenza è calcolato rispetto ad una direzione fissa), è piccolo, si possono confondere gli assi principali d'inerzia con gli assi vento. La componente normale del coefficiente di contingenza (indicata ancora con n, perché sarà l'unica componente che ci interesserà) è dotata di segno, secondo una convenzione. Il pilota è strettamente vincolato all'aereo e il verso di n è bloccato con l'aereo e il pilota stessi (invece la direzione di n è bloccata con la velocità). $\underline{n} > 0$ quando il pilota subisce un'accelerazione che va dalla testa ai piedi (dal dorso al ventre dell'aereo). Quando n può essere ridotto a $\frac{L}{Q}$, $\underline{n} > 0$ se la portanza va dal ventre al dorso del velivolo. Dato che la componente normale del coefficiente di contingenza è definito come:

$$\underline{n} := \frac{forze\ totali\ di\ massa\ nella\ loro\ componente\ perpendicolare\ alla\ velocita'}{|peso|} \tag{4.2}$$

vediamo quali sono le forze perpendicolari alla velocità:

- portanza L
- forze di massa (se la traiettoria è orizzontale sono costituite dal peso, se invece la traiettoria è inclinata, ad esso vanno aggiunte anche le forze di massa perpendicolari alla velocità).
- Componenti piccole della spinta del propulsore
- reazioni vincolari del carrello a terra

Distinguiamo le condizioni simmetriche in volo e a terra; quando siamo in volo, quando possiamo dire che le componenti della propulsione sulla normale alla traiettoria

sono piccole rispetto alla portanza (e quindi possiamo trascurarle) e quando non ci sono altre componenti di altre forze qualsiasi sulla normale, possiamo dire che le forze totali di massa sulla normale sono equilibrate istante per istante (equilibrio dinamico, perché giocano le forze d'inerzia) dalla portanza, possiamo ridurre il fattore di contingenza normale a: $n = \frac{L}{Q}$ Quando siamo a terra, non possiamo più dirlo: la somma della portanza più la componente perpendicolare alla velocità della forza di contatto con il terreno farà equilibrio alle forze totali di massa e quindi il coefficiente di contingenza normale avrà un'altra espressione, rispetto a quella appena vista e, in ogni caso, le due espressioni rispettano la definizione generale di coefficiente di contingenza.

Capitolo 5

22-10-03

Per la ricerca dei carichi che andranno a gravare sulla nostra struttura nelle sua completezza e, di conseguenza, sulle sue varie parti e che sono necessari per poter proseguire nel nostro processo per arrivare alla fine a dare le dimensioni dei vari pezzi (scegliere il materiale, la tecnologia, dislocare il materiale in maniera acconcia secondo le varie regole che ci siamo posti), seguiamo la strada di analizzare la vita del nostro aeroplano in termini di condizioni di carico [insieme simultaneo di tutte le forze e i momenti che gravano sul velivolo in una situazione e in una configurazione ben precise (geometrica, aerodinamica e di massa o inerziale)]. Il tutto si riesce a sintetizzare in modo tale che ci da la possibilità di valutare in maniera precisa quale sia la sollecitazione che va a gravare punto per punto nelle diverse zone del velivolo. Come possiamo individuale in maniera sintetica quella che noi chiamiamo condizione di carico? Analizziamo la vita del velivolo in termini di condizioni di carico in ogni singola situazione. Nella vita la grandezza fisica più raffinata che ci permette l'analisi è il tempo (passa inevitabilmente) allora andiamo a valutare istante per istante la vita fisica del velivolo per bloccare una situazione in un istante di tempo ben preciso come una fotografia. Quando parliamo di condizioni di carico intendiamo quindi una fotografia scattata in un preciso istante della vita del nostro velivolo nella quale compariranno tutte le forze e i momenti che in quell'istante gravano su di esso. Potremmo rappresentarlo direttamente come una serie di vettori che rappresentano queste forze in ogni punto del velivolo. Considerando un istante della vita ben preciso tutte le forze e i momenti saranno in equilibrio dinamico. Come stabilire quali siano gli istanti in cui scattare le fotografie? Dobbiamo analizzare

la vita del velivolo studiando le missioni che esso dovrà fare (e non altre). La vita dell'aeroplano la progettiamo noi ed essa è bloccata. In linea di massima non è possibile fargli fare qualcosa d'altro a meno di andare a rivedere il progetto e vedere se è in grado di sopportare quelle condizioni di carico ulteriori che potremo aggiungere in un secondo tempo (che non facevano parte del progetto originario. Consideriamo il margine di sicurezza delle diverse parti (globale o locale), finito il progetto faremo una mappa completa dei margini di sicurezza delle parti strutturali costituenti il velivolo, vedremo se ci potrà essere qualche parte in abbondanza, qualche altra al limite ma, in linea di massima, nessuna in negativo. Se, quando il velivolo avrà fatto quello che doveva fare, penseremo di fargli fare qualche altra missione dovremo andare a vedere, con le nuove condizioni, se c'è margine nelle varie parti (ammesso che compaiano forze superiori, altrimenti siamo già a posto). Se non ci fosse margine sufficiente in alcune parti, si va a cambiare o rinnovare il progetto. Come si potrebbe fare più semplicemente? Per esempio pensiamo ad alcune situazioni dovute per esempio a scorrimenti che troviamo nell'aria: l'aeroplano viene assoggettato alle raffiche (orizzontali e verticali) allora si provocano delle condizioni di carico ben precise, grandi o piccole dipendentemente dall'intensità della raffica, che a sua volta dipende da condizioni orografiche, atmosferiche, ecc. Se un aeroplano è studiato per essere impiegato per determinate missioni in un certo territorio, si vanno a controllare nel tempo quali siano le raffiche che avvengono, con quale frequenza, ecc. Dopo che il velivolo ha lavorato per un po' di anni lo vendiamo in Italia: dovrà quindi ora scavalcare le Alpi, ecc, e tali condizioni impongono raffiche diverse da quelle che si avevano in precedenza. Non si cambia l'aeroplano! (Il carico pagante è l'ultima cosa da toccare e si intende comunque aumentarlo e non diminuirlo) allora se ci sono delle situazioni per cui le forze che andranno a gravare sul velivolo saranno più grandi di quelle per cui è stato progettato non c'è altra soluzione se non limitare le prestazioni (in generale la velocità di traslazione influenza in maniera più che lineare le forze aerodinamiche e se queste aumentano devono aumentare quelle di massa allora è chiaro che devo diminuire le prestazioni) (non si tocca la struttura perché costerebbe troppo in termini di tempo e calcoli). In certi casi invece le prestazioni possono essere aumentate! (Se ad esempio in un altro posto, diverso da quello previsto durante il progetto, non vengono mai raggiunte le condizioni di carico previste). Il progetto di un aeroplano è praticamente sempre in evoluzione. Dopodiché subentrano le modificazioni che possono essere rese necessarie dal de-

terioramento strutturale nel tempo. Ci soffermiamo nelle nostre riflessioni (finché non diciamo diversamente) alla visione della macchina, quindi della sua struttura e dei suoi materiali, che lavorano al meglio e in maniera statica (progetto statico) allora reputeremo che le forze vengano applicate staticamente anche quando non lo siano in effetti tenendone conto nella ammissibilità degli sforzi che può subire la nostra struttura, cioè se con un'applicazione statica delle forze posso arrivare fino allo sforzo di snervamento, con i carichi di contingenza, tenendo conto della fatica dei materiali dovrò prendere un limite più basso dipendentemente dalla stima dei cicli di carico contingenti che potrò fare. Concettualmente ragiono sempre, finché possibile, in termini statici, tenendo conto globalmente di quello che possono essere altri problemi. Torniamo alle condizioni di carico di tipo simmetrico in volo; supponiamo realisticamente che sulla normale (alla velocità) le uniche forze esistenti siano le forze di massa nella loro componente normale alla velocità e parallela al piano di simmetria del velivolo e la forza portante; allora n normale può essere definito come rapporto tra portanza (presa con il suo segno) e peso (preso in modulo). Possiamo ora cercare di sintetizzare in un grafico le prestazioni del nostro velivolo in termini di n normale, funzione dei parametri essenziali del volo della nostra macchina: velocità e quota. Adoperiamo un grafico piano e ortogonale in cui vediamo la variabilità di n normale in funzione della velocità purché chiaramente sia bloccata la quota. (Per ogni singola quota, per ogni singolo aeroplano, in una precisa configurazione di massa e aerodinamica, nasce un grafico che sintetizza le prestazioni in termini di n normale, funzione della velocità). Possiamo saltare la limitazione del dover fare un grafico per ogni singola quota, se usiamo come variabile indipendente la velocità relativa, la quale tiene conto della quota e di volta in volta cambia la scala della velocità. In questo caso particolare in cui siamo in volo e la portanza è l'unica forza che equilibra le forze di massa, possiamo vedere il tutto secondo la portanza stessa in funzione della velocità; otteniamo allora una parabola uscente dall'origine ($L = 0$ per $V = 0$) che cresce all'aumentare della velocità, fino alla velocità massima del velivolo. Dove andiamo a prendere la velocità massima? La velocità massima dipende dalle caratteristiche del velivolo, in particolare da quali? Non stiamo parlando della velocità massima in VORU, ma di quella in assoluto. Abbiamo una limitazione fisica sulla velocità massima: la velocità limite. (Tale limitazione non deriva dalla struttura ma dalle prestazioni, in funzione delle quali poi si crea la struttura) La velocità limite la otteniamo con la velocità in affondata in

candela o con la velocità su traiettoria verticale. (La portanza è nulla) Per avere traiettoria verticale quale assetto deve assumere il velivolo? L'assetto di portanza nulla. Tale assetto corrisponde all'angolo di incidenza nulla? Non necessariamente, dipende. Vediamo meglio cosa intendiamo quando parliamo di assetto, angolo di incidenza e coefficiente di portanza. L'assetto di portanza nulla non coincide con l'angolo di incidenza nulla mentre coincide con il coefficiente di portanza nullo. Il coefficiente di portanza nullo non lo si ha in generale per angoli di incidenza nulli, questo può avvenire nel caso di un profilo simmetrico. Definiamo l'angolo di incidenza come quell'angolo tra due semirette di cui una è individuata dalla direzione della velocità (ovvero dalla direzione della tangente alla traiettoria del baricentro) e una da un riferimento fisso sul velivolo, per esempio la direzione di portanza nulla (aerodinamicamente parlando). (Se facciamo quest'assunto, portanza nulla vorrà dire allora incidenza nulla) Nella condizione di assetto di portanza nulla (si parla anche di picchiata in candela o di affondata sulla verticale), la portanza deve essere nulla perché non si possono avere componenti di forza perpendicolari alla traiettoria che la modificherebbero. Andiamo a fare qualche fotografia: se la portanza è nulla non vuol dire che in ogni punto dell'ala, della fusoliera, dell'impennaggio, la portanza sia nulla! Per poter effettuare la traiettoria verticale devo esercitare una forza per tenere fermo il comando che regola il movimento nel piano individuato dall'asse di rollio e dall'asse di imbardata; se applichiamo allora una forza al comando (riportandolo poi a zero) l'aereo deve ruotare attorno all'asse di beccheggio in modo tale da aumentare positivamente l'angolo di incidenza. Perché il velivolo ruoti sull'aeroplano ci deve essere un momento a cabrare! Quando la traiettoria è verticale sull'impennaggio orizzontale deve esserci una forza ben precisa che faccia in modo che il momento totale sia nullo. Dovrò avere allora una portanza che va dal ventre al dorso dell'impennaggio. Dallo studio delle condizioni di carico in un particolare istante fisico del velivolo per arrivare a determinare effettivamente tutte le forze dobbiamo vedere cosa il velivolo stia fisicamente facendo in quell'istante. Come si chiama la velocità che assume il velivolo durante l'affondata sulla verticale? Si tratta della velocità stazionaria raggiunta nella condizione di equilibrio di forze: spinta e peso da una parte e resistenza dall'altra; è una delle prestazioni del velivolo: la velocità limite in affondata. La V.N.E. (never exceed velocity) è la velocità che il singolo aeroplano può raggiungere ed è una frazione della velocità limite in affondata. La frazione dipenderà dalla categoria del velivolo. Come troviamo la V.N.E.?

In funzione di cosa la troviamo? La struttura è il fine del nostro lavoro allora non possiamo trovare la V.N.E. in funzione della struttura, semmai è il contrario. Ci sono categorie di velivoli che possono raggiungere la velocità limite in affondata: aerei da combattimento ed acrobatici (cioè velivoli che per loro natura e cioè per le missioni da compiere, tra le prestazioni hanno la velocità limite in affondata). Un velivolo passeggeri, ad esempio, dovrà mettersi su una traiettoria che al massimo sarà inclinata di 30° sull'orizzonte altrimenti i passeggeri ne risentono. Sul diagramma andiamo a stabilire la velocità massima; diremo solo dopo che è una velocità da non superare perché avremo disegnato la struttura le cui sollecitazioni massime saranno quelle corrispondenti alla velocità massima fissata a priori. A posteriori si dirà al pilota che quella velocità massima è la velocità da non superare. Il ragionamento fatto (in generale vale per tutti gli argomenti di cui si può discutere nel progetto) è sulle ulteriori prestazioni che, per necessità, l'aeroplano deve esplicare. E' inutile progettare un aereo in modo che faccia una determinata cosa se quella cosa non la dovrà mai fare! Abbiamo quindi una limitazione fisica sulla portanza data dalla velocità massima, graficamente tale limite sarà individuato dall'intersezione della parabola che esce dall'origine con la retta parallela all'asse n normale passante per la velocità massima. E' opportuno che il nostro velivolo utilizzi questa portanza che è comunque nelle sue capacità aerodinamiche? Andiamo a vedere allora n normale: se ci mettiamo in VORU $n_{normale} = 1$ (portanza=peso, più precisamente forze totali di massa=peso). Il valore numerico di n normale ci da il valore adimensionale dell'accelerazione. Un occupante che avesse un dinamometro sul sedile (sollevando le gambe da terra) misurerebbe una forza pari al proprio peso, se istantaneamente il pilota tira la barra allora l'equilibratore ruota verso l'alto di un angolo proporzionale allo spostamento del comando e si genera una componente di portanza verso il basso che da un'accelerazione nella stessa direzione e nello stesso verso della forza che si genera; tale accelerazione è sentita da tutti i punti di massa del velivolo, nasce una forza di inerzia proporzionale all'accelerazione, nella direzione della forza ma nel verso opposto, la risultante di questo sistema di forze parallele che nascono da un'accelerazione costante passa per il centro delle masse. La forza che riscontriamo sul dinamometro è la stessa o è diversa? Sommiamo il peso (che va in giù) alla forza di inerzia (che va in su) e rileviamo una forza inferiore al peso (n normale minore di 1). In questa condizione il velivolo è assoggettato ad una forza (verticale verso il basso) aerodinamica sull'impennaggio ed a una risultante di forze di inerzia applica-

ta al baricentro; nasce un momento cabrante e dopo un po' di tempo una rotazione. Dopo la rotazione, data l'inerzia di tutto il velivolo nel suo moto, la traiettoria del baricentro è ancora la stessa ma sul velivolo, dato l'angolo di rotazione, aumenta l'angolo di incidenza, aumenta allora anche la portanza, linearmente se siamo nel tratto lineare della $C_l - \alpha$. Nasce un'accelerazione nel verso contrario a quella del piano di coda e quindi nascono delle forze di inerzia in direzione verticale ma verso il basso; il dinamometro rileva allora una forza superiore al peso ($n_{normale} > 1$); l'occupante si sente schiacciato sul sedile e sulle parti ammortizzanti del corpo. Anche il sangue sarà accelerato e subirà delle forze di inerzia. La portanza non potrà salire più di tanto, raggiunto un certo valore della forza di inerzia, vengono perturbate le prestazioni umane. Le persone normali hanno un limite massimo pari a $2.5 - 3$. Per favorire il comfort, limiteremo le capacità dell'aereo obbligando il pilota ad arrestarsi sotto certe prestazioni. La struttura verrà progettata in modo tale da resistere solo per quelle prestazioni. Siamo noi a fornire dei limiti! E' inutile rendere la struttura idonea a sopportare forze che non dovranno essere raggiunte. Accelerazioni più forti possono essere sopportate con l'aiuto di tute anti g che contrastano l'incremento di n normale premendo sui vasi sanguigni in modo da provocare perdite di carico.

Capitolo 6

Diagramma n-V

Le condizioni di carico si dividono in:

- simmetriche rispetto al piano di simmetria del velivolo in termini di distribuzione di forze e momenti rispetto a questo piano;
- non simmetriche.

Le condizioni simmetriche si possono ulteriormente dividere in:

- condizioni simmetriche in volo;
- condizioni simmetriche a terra.

Il coefficiente di contingenza normale n_n, cioè la componente del coefficiente di contingenza normale alla velocità nel piano di simmetria del velivolo, si può ridurre a $\frac{\overrightarrow{P}}{|Q|}$ a patto che oltre alla portanza, in termini di forze normali, non ci siano altre forze cioè le componenti della propulsione siano piccole in questa direzione.

$$n_n = \frac{\overrightarrow{P}}{|Q|} \tag{6.1}$$

Il diagramma (n-V) dove n indica il coefficiente di contingenza normale, vale per una ben determinata quota, cioè per tutte le quote sostituendo alla velocità reale la velocità equivalente, e per una ben precisa configurazione del velivolo intesa come configurazione di tipo geometrico o aerodinamico e configurazione in termini di massa intendendo la massa totale e la sua distribuzione sull'aeroplano.

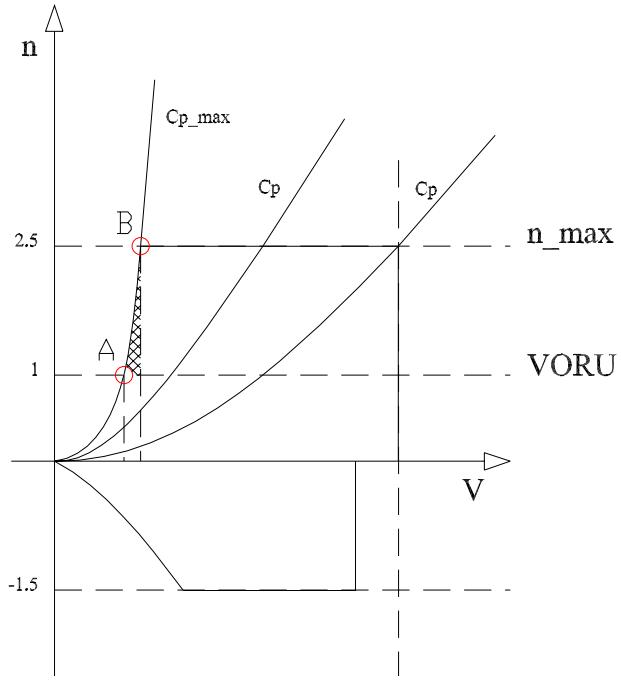

Figura 6.1: Diagramma n-V

In questo caso e solo in questo caso proprio perchè $n = \frac{\vec{P}}{|Q|}$, il diagramma (n-V) si può disegnare come un insieme di parabole che escono dall'origine degli assi cartesiani ortogonali.

Nella lezione precedente avevamo discusso sui limiti che forniamo alla velocità massima che in genere è una frazione della velocità massima in affondata, in candela, sulla verticale cioè è una frazione della velocità limite del velivolo stesso. Anche n è limitato. La sua limitazione è dovuta ad esigenze di tipo fisiologico, umano cioè la sopportazione di valori di n che vogliono dire valori di accelerazione diversi in termini positivi rispetto a quelli negativi. Si considera positivo il valore di n collegato direttamente con la posizione del velivolo stesso cioè con la posizione sul velivolo del pilota e dei passeggeri. Tenendo conto di questa convenzione di segno si può parlare di volo diritto piuttosto che di volo rovescio. In particolare le limitazioni che vengono poste dipendono dalla resistenza fisiologica e dall'allenamento delle persone che sono a bordo. Per velivoli passeggeri le limitazioni sono positive dell'ordine di 2.5 (per alcuni si può arrivare anche a 3) e negative dell'ordine di 1.5.

Consideriamo il poligono mistilineo generato dalla prima parabola cioè quella più vicina all'asse di n. Ciascuna parabola è associata ad un coefficiente di portanza diverso. Il coefficiente di portanza della prima parabola è quello massimo che è diverso dal coefficinte di portanza massimo negativo. Il coefficiente di portanza è chiamato anche assetto.
Le parabole associate ai diversi assetti cambiano la loro inclinazione. Consideriamo il poligono mistilineo con le limitazioni su n e su V. La V_{max} sarà quella stabilita. Si vede che il velivolo con le sue capacità aerodinamiche cioè di fornitura di forza ha la possibilità intrinseca di fornire un n e quindi una portanza che è l'intersezione delle singole parabole con il valore massimo della velocità. E' chiaro che la potenzialità in termini di generazione di forza normale (portanza) cioè accelerazione di n è molto grande rispetto alle possibilità di utilizzo che noi limitiamo. Come si è detto $n = 2.5$ è limite di sopportazione. Consideriamo una parabola all'interno del poligono mistilineo. Diminuendo la velocità limito le possibilità del mio aeroplano. Se voglio che il mio volo sia ben fatto non dovrò scendere sotto un valore di n pari a 1 sulla parabola considerata in quanto per $n = 1$ si è in volo orizzontale rettilineo uniforme VORU.
Esiste un intervallo di velocità per il quale l'aeroplano si autolimita nel valore di n. Infatti tutte le velocità comprese tra $n = 1$ e $n = 2.5$ sulla parabola del C_{p-max} sono velocità di stallo.
Si definisce *velocità minima di sostentamento* (punto A) la velocità di stallo che si ha per $n = 1$ sulla curva del C_{p-max}.
Si definisce *velocità di manovra* (punto B) la velocità di stallo che si ha per $n = 2.5$ sulla curva del C_{p-max} cioè è data dall'intersezione sulla limitazione di n_{max} con la parabola del C_{p-max}. La velocità di manovra è la minima velocità per cui il velivolo con le sue capacità, le sue prestazioni e per come è disegnato aerodinamicamente è capace di raggiungere il valore massimo di n.
Usciamo dalla zona in cui l'aeroplano si autolimita e spostiamoci verso la velocità massima. In questo caso $c_p < c_{p-max}$ però bisogna comunque restare al di sotto del valore massimo di n. Ci sarà una prescrizione che viene data al pilota in modo tale che non superi mai n_{max}. Nel caso in cui si stia volando ad una velocità superiore a quella di manovra per esempio la velocità di crociera a cui vola normalmente (stiamo pensando ad un velivolo passeggeri) il pilota deve stare attento alla manovra di richiamata. In particolare deve limitare il coefficiente di portanza.

Per farlo non deve variare l'assetto più di tanto. Per limitare l'assetto e l'angolo di incidenza si deve limitare la rotazione del velivolo attorno all' asse di beccheggio cioè si deve far eseguire una rotazione massima tale per cui non si superi n_{max}. Il pilota deve eseguire una *contromanovra* affinchè l'aeroplano compia una ben determinata escursione angolare e non di più. Quindi a seguito di una manovra si compie una contromanovra in quanto l'aeroplano non è vincolato. Nel caso di un aereo non c'è vincolo quindi se non si contromanovrasse il velivolo continuerebbe a ruotare (non indefinitamente). Nel semplice problema della richiamata bisogna aggiungere una condizione di carico dovuta alla contromanovra. Per esempio se si è eseguita una manovra a cabrare si dovrà eseguire una contromanovra a picchiare.
Oltre alla limitazione su n c'è anche la limitazione sulla velocità. Per diminuire la velocità istantaneamente si deve cabrare cioè si deve far variare l'assetto in modo tale da cambiare istantaneamente l'angolo di incidenza che aumenta. Questo vale anche per un aliante che è un velivolo senza motore! Per i velivoli a motore si può far diminuire la velocità anche diminuendo la spinta. La prima cosa da fare comunque è aumentare la resistenza. E' chiaro che aumenterà la portanza (in cabrata). Nel caso contrario cioè se si vuol aumentare istantaneamente la velocità si mette il velivolo a picchiare. In questo modo si ha il controllo della velocità.
Ogni punto del diagramma (n-V) rappresenta una coppia di valori n e V ad un certo assetto. La portanza è data da $\overrightarrow{P} = n \cdot |\overrightarrow{Q}|$ e le forze d'inerzia totali equivalgono alla portanza. In termini di forze portanti e forze di massa si ha la condizione di carico. Ogni punto del diagramma indica una condizione di carico ben precisa $\Longrightarrow$ si ha una doppia infinità di condizioni di carico simmetriche e in volo. Il nostro obiettivo è quello di vedere se riusciamo a trascurare alcune condizioni in modo tale da poter calcolare un numero di condizioni più basso.
Cosideriamo due o più condizioni di carico ad un valore costante di n. Avere n costante significa che la portanza totale è la stessa, le forze totali di massa sono le stesse. L'unica variazione è la velocità cioè l'assetto.
Ricordiamo prima di procedere, le ipotesi fatte per descrivere il diagramma (n-V): quota costante e aeroplano che non cambia la configurazione aerodinamica e specialmente di massa. Al variare dell'assetto non cambia la portanza ($n = \text{cost}$)! Per esempio per $n = 1$ cioè per tutti i punti di VORU si ha che la portanza è uguale al peso. Al variare dell'assetto a parità di portanza cambia l'efficenza aerodinamica, cambia la resistenza. Noi però stiamo valutando le componenti normali della forza

aerodinamica (la portanza) e quindi le forze di massa.
Al variare dell'assetto cioè di velocità a parità di portanza cambia la posizione del vettore della portanza cioè la risultante. Questo indica che cambia la distribuzione della pressione, cambia la distribuzione della portanza sebbene questa non cambi il suo valore. La portanza cambia sulla corda e sull'apertura indipendentemente dalla forma in pianta dell'ala stessa. Cosa significa cambiare la distribuzione di portanza in termini di valutazione della condizione di carico? E' importante valutare come cambia la distribuzione di portanza? E' sicuramente importante! Si pensi alla pura distribuzione della portanza alare. Se cambia la distribuzione in corda cambierà anche la distribuzione tra la portanza dell'ala e quella di coda. Fissiamoci sull'ala e vediamo cosa cambia tra un punto e l'altro, tra una velocità e l'altra, tra un assetto e l'altro, tra una distribuzione e l'altra. Si vede che cambiano le sollecitazioni che vanno a gravare sulla nostra ala! Se cambiano le sollecitazioni una volta che io abbia disegnato la mia ala cioè una volta che ho dato un dimensionamento alle varie sezioni dell'ala, si vede che la distribuzione degli sforzi provocata dalla sollecitazioni esterne, distribuzione degli sforzi atti a fabbricare un'azione interna che contrasti (che equilibri) la sollecitazione esterna, sarà diversa. Tra tutte le distribuzioni degli sforzi si cerca quella che ancor prima di progettare l'ala (?) le sollecitazioni massime. Tutti i punti che ho a n_{max} sono a parità di portanza in termini di risultante e a parità di forze totali di massa, ma si differenziano perchè hanno diverse distribuzioni di portanza.
Al cambiare dell'assetto le forze totali di massa non cambiano perchè per definizione non cambia la distribuzione delle masse. Per costruzione del grafico la distribuzione delle masse è costante perchè per tutti i punti a pari n si ha la stessa portanza intesa come risultante e la stessa configurazione di massa cioè valore totale e sua distribuzione. Le sollecitazioni sull'ala piuttosto che sul tutto, che dipenderanno dalla somma algebrica delle forze aerodinamiche e delle forze di massa, sicuramente cambieranno perchè mentre le forze di massa non cambiano, cambiano però le forze aerodinamiche.
Consideriamo cosa succede quando ci si muove su una parabola cioè cosa succede nel caso di parità d'assetto. A parità di assetto la distribuzione delle forze aerodinamiche è la stessa, quella delle forze di massa è la stessa quindi se ci si porta al valore massimo di n, si ha la stessa identica distribuzione di quell'assetto ma con un valore delle forze più grande cioè le sollecitazioni saranno più grandi. Il discorso

fatto per il singolo punto sul contorno a n_{max} si può estendere a tutti i punti del contorno cioè a tutte le altre condizioni di carico. Si conclude che le condizioni di carico riportate sul contorno del nostro diagramma, compresa la limitazione sulla velocità, sono superiori alle condizioni di carico interne al diagramma. Se si prendono in considerazione solo le condizioni di carico all'interno del diagramma, copriamo tutte le altre condizioni in termini di forze nella loro effettiva distribuzione. Sull'ala, sull'impennaggio, sulla fusoliera avremo condizioni superiori a tutte le altre quindi ci possiamo concentrare solo sulle condizioni al contorno. In questo modo si è passati da una doppia ad una sola infinità di condizioni di carico. Noi non siamo in grado di tenere in considerazione tutte queste infinità quindi restringiamo la nostra indagine ad un certo numero di punti significativi. Questi sono punti sul contorno. Appartengono ai punti significativi: il punto alla velocità di manovra, il punto alla velocità massima e il punto alla velocità di crociera. Per essere più certi si può prendere anche un punto intermedio tra la manovra e la crociera e tra la crociera e la massima.

Il diagramma (n-V) in certi casi è smussato (vedi Figura 6.2) cioè si pone un ulteriore limitazione sulla velocità spostandoci verso la velocità massima. Spostandomi verso velocità elevate cioè verso assetti bassi cambia la distribuzione della portanza nel senso che il punto di applicazione della risultante della forza aerodinamica si sposta. Questo fa si che aumenti la sollecitazione di torsione sul velivolo. Se mantenessi questa serie di prestazioni sarei costretto a progettare la mia struttura del velivolo più pesante per tener conto delle sollecitazioni che nascono da quella distribuzione quando il mio velivolo non la usa mai o quasi mai. A questo punto si dice al pilota di non volare mai con questa distribuzione in modo tale che si possa volare con struttura più leggera. Quando il pilota si avvicina alla velocità massima si deve preoccupare di non superare quei valori di n inferiori al massimo alla velocità normale. Si pongono ulteriori limitazioni nell'utilizzo dell'aeroplano.
Tutto quello fatto in termini positivi di n vale anche per i termini negativi. Proviamo ad immaginarci la possibilità di arrivare ad n negativo. Supponiamo di essere in VORU e di fare una manovra che ci porti ad $n = 0$. Perchè $n = 0$ si deve arrivare ad aver coefficiente di portanza nullo. L'asse della velocità che contiene in se stesso la parabola degenerata del coefficiente di portanza nullo corrisponde all'assetto di portanza nullo cioè quello per cui la direzione del nostro riferimento aerodinamico

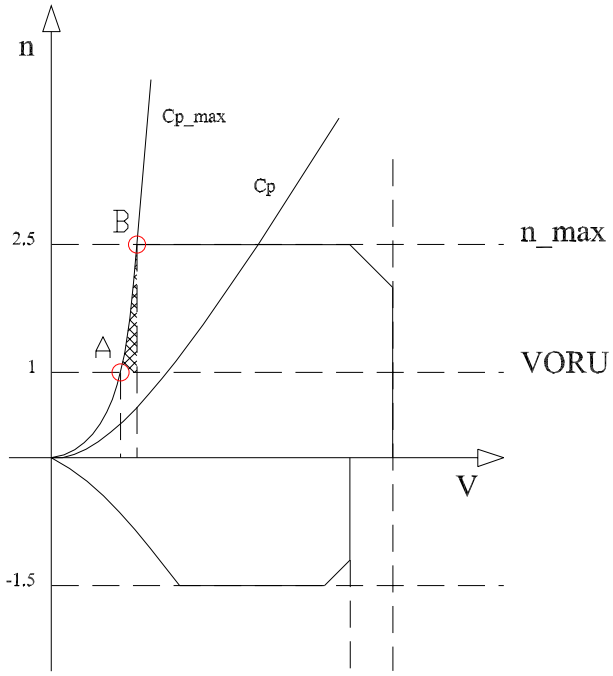

Figura 6.2: Diagramma n-V Smussato

(quello di portanza nulla) è allineato con la velocità. Se si vuole andare ad n negativo ci si deve abbassare ad assetti negativi rispetto al riferimento assoluto aerodinamico cioè si deve far ruotare il velivolo attorno all'asse di beccheggio di un certo angolo. Al solito si dovrà manovrare e contromanovrare se ci si vuol bloccare a quell'angolo di incidenza.

> Come mai diamo tanta importanza al coefficiente di contingenza normale rispetto a quello longitudinale e binormale? Per rispondere a questa domanda dobbiamo comparare le forze a quello che fanno sull'aeroplano stesso. Rivolgiamo la nostra attenzione alla visione strutturale e cerchiamo cosa c'è di diverso dal punto di vista puramente geometrico su un aeroplano nella direzione normale alla velocità rispetto alla direzione parallela alla velocità. La dimensione normale è ben più piccola di quella longitudinale se si parla dell'ala. Lo spessore dell'ala e quindi dei suoi profili è ben più picccolo della corda (grossomodo lo spessore medio è 10 volte inferiore di un ordine di grandezza della corda cioè la disponibilità

di spazio è di 10 volte in una dimensione inferiore a quell'altra quindi la struttura sarà più rigida in un verso che nell'altro). Le forze normali alla velocità sollecitano in maniera critica la nostra struttura nel senso che la nostra struttura ha poche possibilità di essere (?). In questo senso se risolviamo il problema della sopportazione delle sollecitazioni normali siamo coperti rispetto alle sollecitazioni nel piano.

Proviamo ad immaginarci in VORU. Consideriamo solo l'ala e supponiamo che i motori siano in fusoliera in modo tale da concentrarci sulle forze aerodinamiche che gravano sull'ala. Per ora non consideriamo la resistenza. Supponiamo che la portanza sia tutta sull'ala cioè trascuriamo la componente della portanza che c'è sul piano di coda. Su un velivolo moderno la portanza sui piani di coda nel caso di VORU è verso il basso. Infatti il profilo che si monta sull'impennaggio orizzontale è un profilo non simmetrico e rovesciato. Per $n = 1$ la portanza vale un po più del peso in particolare è più grande del peso di un valore pari alla deportanza che c'è sull'impennaggio orizzontale. In generale parlando della distribuzione delle forze portanti sull'ala e dicendo che tutta la portanza è sull'ala intendiamo che la portanza sull'ala vale quanto il peso in condizioni di VORU o comunque sia vale $n \cdot |\overrightarrow{Q}|$ quando $n \neq 1$. Questa ipotesi è casomai favorevole perchè stiamo sottostimando la forza che c'è sull'ala. E' una sottostima del 5% (non è poco) di cui bisogna tener conto. Abbiamo così la portanza con la sua distribuzione in corda e in apertura. Sull'ala poi ci sono le forze di massa. Se $n = 1$ c'è il peso dell'ala, della pura ala! Se $n \neq 1$ la portanza vale $n \cdot |\overrightarrow{Q}|$. Le forze di massa invece sono n volte il peso dell'ala. In effetti le forze di massa si possono suddividere in peso dell'ala più le forze d'inerzia. Le forze d'inerzia valgono $(n-1)$ volte il peso dell'ala. Il carico globale che c'è sull'ala vale: $\left[n \cdot \left(|\overrightarrow{Q}| - |\overrightarrow{Q_{ala}}|\right)\right]$. Riassumendo:

Peso dell'ala	$\overrightarrow{Q_{ala}}$
Peso dell'aeroplano	$\overrightarrow{Q}$
Portanza	$n \cdot \|\overrightarrow{Q}\|$
Forze di massa	$n \cdot \|\overrightarrow{Q_{ala}}\|$

Forze d'inerzia	$(n-1)\cdot\lvert\overrightarrow{Q_{ala}}\rvert$
Carico globale	$\left[n\cdot\left(\lvert\overrightarrow{Q}\rvert-\lvert\overrightarrow{Q_{ala}}\rvert\right)\right]$

Portanza e forze di massa sono in verso opposto e sulla stessa direzione. Il carico globale così definito è vero esclusivamente se siamo in moto orizzontale in cui il peso dell'ala rientra a tutti gli effetti nella sua interezza. Se fossimo con una traiettoria inclinata ci sarebbe solo la componente del peso.
Detto questo passiamo a considerare come si deformerà l'ala assoggettata a queste forze, sia nel caso di VORU, sia nel caso di volo manovrato ad $n \neq 1$ e in particolare per $n > 1$. Per flessione l'ala si deformerà verso l'alto in quanto la portanza prevale sulle forze di massa di un valore pari al rapporto tra il peso del velivolo e il peso dell'ala. Questo rapporto ha una certa entità. Conoscere questo rapporto è importante perchè prima di conoscere il vero peso, in particolare quello strutturale, si deve finire il progetto quindi quando ci approcciamo al nostro problema per risolverlo dobbiamo apprezzare quello che sarà il peso delle singole parti senza ancora averle disegnate e quindi dobbiamo avere degli ordini di grandezza plausibili. Il peso dell'ala può essere valutato rispetto al peso massimo o rispetto al peso a vuoto del velivolo. Per un velivolo passeggeri rispetto al peso a vuoto del velivolo il peso dell'ala è dell'ordine del 10-15% in dipendenza dal tipo di velivolo e dal fatto che si è considerato peso massimo invece di peso a vuoto. Per esempio un velivolo passeggeri ci porta ad avere valori di n diversi da un aereo militare.
Passiamo ad $n = -1$ o ad $n = -1.5$. In questo caso la portanza vale $n \cdot |\overrightarrow{Q}|$, la direzione è sempre quella normale ma il verso è invertito verso il basso. Le forze di massa totali valgono $n \cdot |\overrightarrow{Q_{ala}}|$, verso invertito e deformazione dall'altra parte. In questo caso le forze d'inerzia a parità di n caso positivo e caso negativo sono diverse in particolare (per n negativo) sono più grandi.
Punto di vista ideale: aeroplano manovre simmetriche, tutto simmetrico ecc. Date le forze che vanno a gravare sullo stesso, come dovrebbe essere disegnato? Le forze che gravano sull'ala sono la portanza e la forza di massa. La differenza tra le due ci da la forza che grava sull'ala sollecitandola. Se il peso dell'ala fosse uguale al peso del velivolo le forze che graverebbero sull'ala sarebbero nulle e quindi l'aeroplano

dovrebbe essere disegnato tuttala con la distribuzione delle forze portanti. A questo punto nasce il problema di come costruirlo.
In generale dovremo tener conto di tutto il diagramma (n-V) anche se i valori di n positivi sono diversi e in particolare maggiori di quelli negativi. Guadando la deformazione (flessione) si capisce che ci saranno elementi che in un caso (deformazione verso l'alto) sono assoggettati a trazione mentre nell'altro sono a compressione. Siccome inn generale ci si afffida a tipologie strutturali con elementi esili (correnti) e sottili (pannelli), in modo da andare verso il minor peso possibile, il problema di stabilità per compressione oltre che per taglio sarà un altro aspetto di cui tener conto cioè dovremo vedere una cosa e l'altra perchè i valori sono diversi.

Capitolo 7

29-10-03

7.1 Comportamento a raffica del velivolo. Nascita di condizioni di carico specifiche nel caso di movimento dell'aria sulla verticale.

La richiamata (positiva quando è a cabrare o negativa quando è a picchiare) è una manovra attorno all'asse di beccheggio e, per quanto concerne la condizione di carico (la condizione di carico è l'insieme di tutte le forze in una particolare situazione geometrica (aerodinamica) e di massa (inerziale) ed eventualmente propulsiva (che adesso non consideriamo), è la manovra che equipariamo alla condizione di raffica.

Non c'è differenza tra le due situazioni, infatti quando l'aeroplano passa istantaneamente (tutto l'aereo nello stesso istante, questa è la situazione ideale) da una zona calma ad una zona con raffica verticale cambia l'angolo di incidenza rispetto all'asse di beccheggio. Tanto più ci avviciniamo in senso pratico all'idealità della separazione tra zona calma e zona con raffica tanto più l'idealità si avvicina alla realtà per la raffica; la manovra, invece, è più lenta (passaggio di variazione di carico) perchè ci sono di mezzo diversi transitori (il principale è quello dell' effettuazione della manovra dovuto alla reazione del pilota, elasticità dei comandi e dell'aereo stesso), cioè quel coefficiente che in generale poniamo davanti al Δn (calcolato la lezione precedente) è, in generale, un coefficiente da attenuazione da raffica (dipendente da questi transitori che idealmente trascuriamo). I due coefficienti (quello da manovra e quello da raffica) possono essere diversi tra loro. Queste condizioni le possiamo rappresentare sul diagramma $n - V$ (per la raffica si seguono le stesse regole seguite

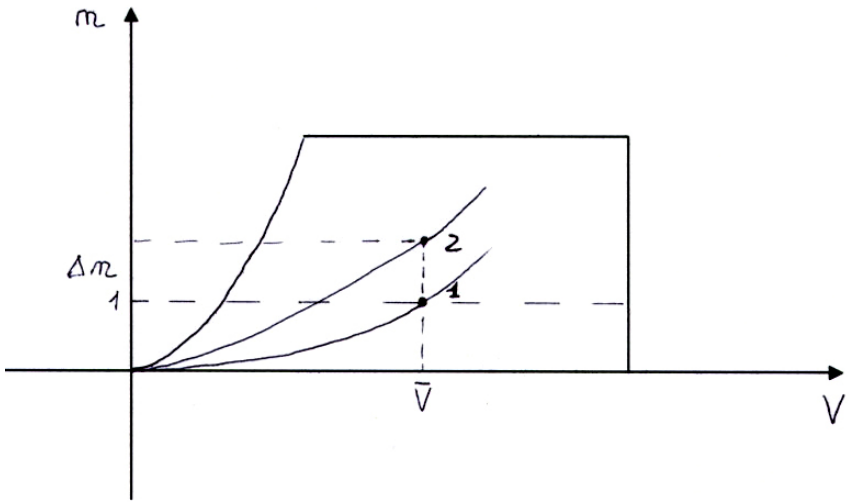

Figura 7.1: Grafico $n - V$: variazione di fattore di contingenza dovuto a raffiche verticali

per la manovra) muovendoci parallelamente alla direzione dell'asse degli n.

Anche le raffiche longitudinali possono generare condizioni di carico simmetriche. Supponiamo di entrare in un campo di velocità longitudinali: aumenta la velocità relativa (se il vento ci viene incontro) si modificano le forze aerodinamiche, abbiamo una variazione di portanza positiva (ad incrementare)

Sul grafico $n - V$ ci si muove su una curva isoassetto incrementando la velocità di un valore pari alla velocità di raffica (c'è la possibilità di uscire dai limiti del grafico): un caso particolare sono le correnti a getto (sono ben conosciute, si cerca di evitarle, ma a volte c'è la necessità di sfruttarle). Una situazione particolare in cui è possibile incontrare raffiche longitudinali è l'atterraggio che è una situazione critica perchè si vola in prossimità dello stallo cioè a bassa velocità (dalla velocità minima di sostentamento alla velocità di manovra), nel caso di atterraggio siamo alla velocità minima di sostentamento, che è la minima velocità di stallo +20%). Vicino al terreno c'è anche l'effetto suolo (per distanze pari a 2/3 volte le dimensioni del carrello) potrebbe anche essere positivo sotto certi punti di vista e consiste in un aumento della pressione dovuta allo schiacciamento dell'aria generato dall'abbassamento del velivolo; non tenendone conto si può rischiare di non atterrare (si pone rimedio con i diruttori). Il velivolo toccando terra diminuisce l'angolo di incidenza, il primo effetto è un aumento di velocità, se l'angolo di incidenza è variato talmente poco

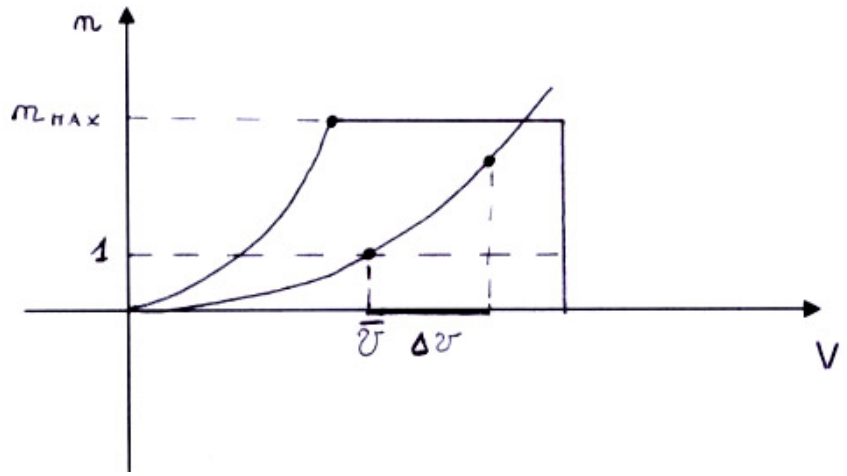

Figura 7.2: Grafico $n - V$: variazione di portanza dovuta a velocità longitudinali

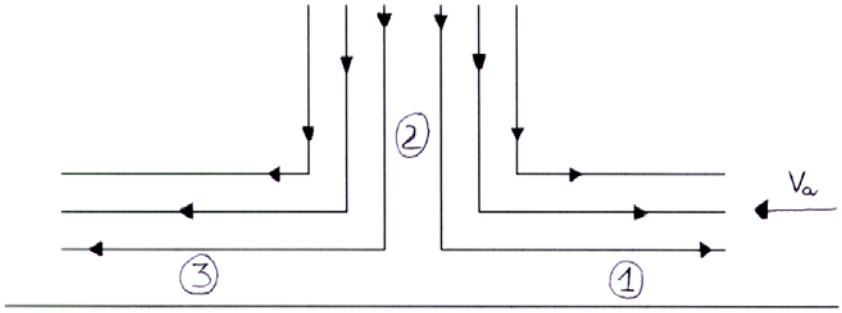

Figura 7.3: Raffica discendente in prossimità del suolo

che la diminuzione di c_l non è tale da compensare l'aumento di velocità il velivolo ridecolla: per evitare questo fatto sono necessari i diruttori.

Prima di toccare terra, ad un'altezza compresa tra 1 e 3 aperture alari, i movimenti verticali dell'atmosfera sono più frequenti che non ad alte quote. Il caso di raffica discendente equivale a 3 raffiche, la prima longitudinale in cui la velocità aumenta, la seconda discendente (accelerazione verso il basso) e la terza ancora longitudinale in cui la velocità diminuisce.

La velocità relativa può diminuire fino a zero e può anche diventare negativa. Il segno di n nel caso in cui la velocità dell'aria è maggiore di quella del velivolo, ma nello stesso verso, è negativo: questo avviene perchè la portanza è negativa e il motivo per cui la portanza è negativa è che l'angolo di incidenza è sicuramente negativo,

Figura 7.4: Profilo investito da flussi contrari

infatti il profilo è investito dal bordo d'uscita al bordo d'entrata (l'andamento della curva dipende dall'aerodinamica del velivolo)

Rimango su una curva isoassetto, ma cambio il segno dell'angolo di incidenza (tra 13 e 15 all'atterraggio). L'aereo rischia di atterrare prima del previsto. Questi fenomeni si chiamano **wind shear** cioè **vento di taglio**: vanno tenuti in considerazione, si può anche vietare l'atterraggio e comunque il pilota deve fare molta attenzione.

In volo l'unica forza significativa normale è la portanza (è utilizzabile il grafico $n - V$, la componente normale delle forze di propulsione è trascurabile (per velivoli convenzionali)).

Se l'equivalenza tra forze totali di massa e portanza (simmetriche) viene a mancare a causa di forze dovute al contatto col terreno il diagramma non funziona più. Il fattore di carico n sarà quindi:

$$n = \frac{L + R}{|Q|} \tag{7.1}$$

dove L è la portanza R la componente normale delle forze di contatto con il terreno e Q il peso del velivolo.

7.2 Atterraggio di un certo velivolo in una particolare condizione aerodinamica e di massa: come viene impostato l'atterraggio.

Il primo fattore da considerare è il coefficiente di contingenza normale, deve rimanere nei limiti imposti per le condizioni di volo per salvaguardare passeggeri e la struttura.(Se volessi fare manovre a n maggiore dovrei appesantire la struttura e questo

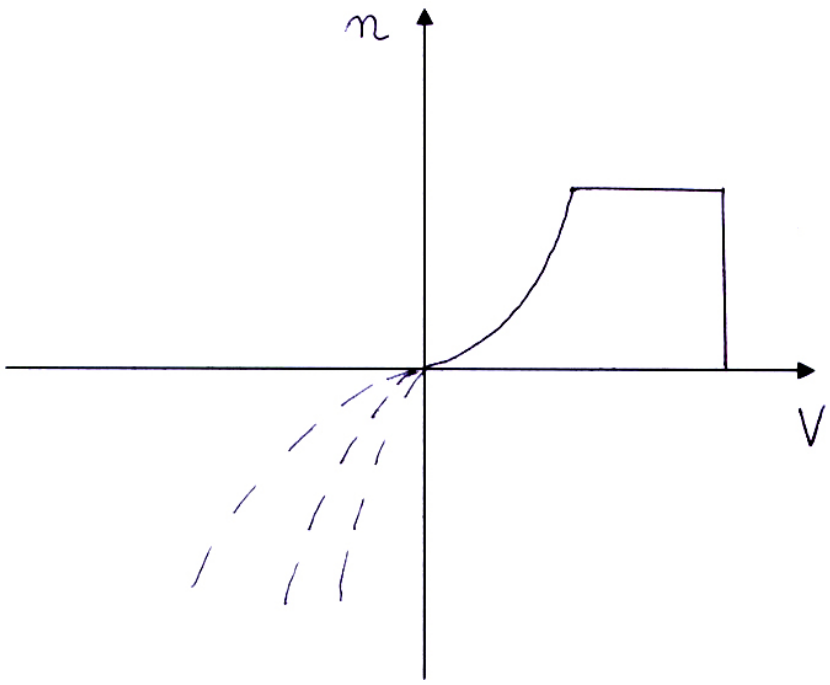

Figura 7.5: Grafico $n - V$: velocità dell'aria maggiore di quella del velivolo

peggiorerebbe le condizioni di volo che sono quelle dominanti in termini di tempo: è quindi conveniente rispettare i limiti di n in crociera anche durante l'atterraggio)

Si dovrà cercare di uniformare le condizioni all'atterraggio a quelle del volo. L'atterraggio è una fase del volo, si parla di atterraggio finchè il velivolo non è fermo. L'angolo di discesa è un angolo ben preciso (traiettoria di discesa) dipende dal tipo di aereo e dal momento in cui inizio a scendere. Non si impone semplicemente un angolo di discesa (c'è di mezzo la velocità; non si possono usare diruttori o gli ipersostentatori): si toglie motore. Velivoli ad elica: si toglie trazione completamente mettendo in bandiera l'elica. Nel grafico dell'elica il coefficiente di trazione va a zero e poi diventa negativo: fino a quando la coppia rimane positiva l'elica è frenante, quando la coppia è negativa l'elica fornisce coppia al propulsore, ma non posso usarla in questo senso perchè aumentando eccessivamente il numero di giri rischio di rompere il motore. Il rapporto di funzionamento dell'elica γ è dato da

$$\gamma = \frac{V_{volo}}{\omega \cdot d} \tag{7.2}$$

dove ω è il numero di giri del motore al minuto e d il diametro dell'elica.

Per i velivoli a getto si preferisce non fermare i motori (non si sa se ripartono) e si toglie potenza fino al 20% circa.

L'aereo diventa un aliante (elica in bandiera), scende sempre solo se voglio fargli fare il volo rettilineo uniforme. la traiettoria è inclinata sull'orizzonte (poco con la massima efficenza e velocità costante sulla traiettoria) In questo caso la portanza o meglio le forze aerodinamiche nel loro complesso (portanza e resistenza) devono essere uguali al peso. Definizione di efficenza:

$$E = \frac{1}{\tan(\beta)} \tag{7.3}$$

dove β è l'angolo compreso tra l'orizzonte e la direzione della traiettoria.

La manovra di discesa iniziera quindi ad una distanza dall'aeroporto dipendente dalla quota di crociera e dall'efficienza del velivolo.

Finita la fase di avvicinamento devo estrarre carrello e ipersostentatori, questo comporta una variazione di traiettoria in quanto varia l'efficenza (si ha una diminuzione dell'efficenza dovuta all'estrazione del carrello) e di conseguenza aumenta la pendenza; non si può scendere con traiettoria parallela al terreno, ma non può nemmeno nemmeno essere troppo grande. Il pilota richiama, ruota attorno all'asse di beccheggio: si porta ad un assetto con velocità vicina a quella di minima di sostentamento.

L'inclinazione della traiettoria deve essere positiva intorno a 5-6 gradi, questo è dovuto al fatto che la componente normale alla pista di energia cinetica non deve essere eccessiva; visto che ho una limitazione sulla velocità sulla traiettoria (fattore di contingenza normale) posso limitare la velocità normale alla pista limitando l'inclinazione della traiettoria.

Capitolo 8

03-11-03

Nella manovra di atterraggio, il pilota non può toccare il suolo con una inclinazione della traiettoria ne inferiore ne superiore ai 5°, in modo che la componente di velocità verticale non sia ne inferiore ne superiore a 1/10 della velocità sulla traiettoria. Della manovra di atterraggio si va ad indagare, per quanto riguarda la determinazione delle condizioni di carico, ovvero delle forze e nella fattispecie delle forze massime che agiscono sul velivolo (ali, carrello di atterraggio ecc.), nell'intervallo che va dall'istante in cui si tocca terra con le ruote, fino a che la traiettoria del velivolo non diventa parallela con la pista. Tale intervallo è seguito poi dal rullaggio del velivolo fino al suo arresto. E' importante premettere che all'inizio dell'intervallo menzionato, il pilota ha già richiamato il velivolo per portarlo dalla traiettoria di discesa alla traiettoria di atterraggio inclinata di 5° rispetto alla pista. La traiettoria quindi, passando nell'intervallo da 5° a 0°, dovrà geometricamente essere concava, ammettendo un raggio di curvatura e dunque una accelerazione normale alla traiettoria e dipendente dal raggio di curvatura della stessa. Tale accelerazione è dovuta all'effetto delle forze di reazione del terreno che nascono al contatto del carrello di atterraggio con il suolo. Si ipotizza che l'atterraggio sia simmetrico, ovvero la risultante delle forze di reazione del terreno giace sul piano di simmetria del velivolo.

Il carrello di atterraggio può essere realizzato secondo due diverse architetture: a triciclo posteriore o a triciclo anteriore. Nell'analisi che ci apprestiamo a fare, si considera che l'atterraggio avvenga sul carrello principale (atterraggio su due punti). Se l'architettura del velivolo è a triciclo anteriore, il baricentro deve essere a prua della linea di contatto del carrello principale; l'ideale sarebbe che il baricentro si

trovasse esattamente sulla verticale di tale linea, in modo tale che tutta l'energia si scarichi sul carrello principale. Per fare in modo tuttavia che l'atterraggio prosegua naturalmente senza l'intervento del pilota (come in effetti avviene), è necessario che le forze che nascono per effetto del contatto delle ruote con la pista, generino un momento che tende a far cabrare il velivolo, il che è auspicabile anche per ottenere una diminuzione dell'angolo di incidenza. Tale fenomeno porta da un lato alla diminuzione del coefficiente di portanza ma dall altro, all'aumento di velocità del velivolo a causa della diminuzione del coefficiente di resistenza passiva e indotta, con rischio di ridecollo del velivolo. Infatti all'atterraggio la trazione non è nulla, in quanto il motore deve essere tenuto ad un certo regime onde evitare lo spegnimento e riservarsi la possibilità di un ridecollo volontario in caso di emergenza. Per ovviare a questo inconveniente associato all'architettura del carrello di atterraggio a triciclo anteriore e alla modalità dell'atterraggio su due punti, vengono adottati i diruttori, che abbattono definitivamente il coefficiente di portanza e incrementano il coefficiente di resistenza del velivolo.

Accanto alla forza di reazione normale del terreno, vi è anche una componente orizzontale dovuta all'attrito dei pneumatici con la pista con verso opposto alla velocità, che genera una accelerazione longitudinale e quindi un sistema di forze di inerzia dovuto alle masse del velivolo con momento che tende a far picchiare lo stesso. Quest'ultimo quindi, per effetto della reazione normale e longitudinale del terreno, può subire una accelerazione angolare troppo elevata attorno all'asse di beccheggio tale da fargli assumere, al momento dell'impatto del carrello anteriore con la pista, una velocità angolare eccessiva che richiederebbe sovradimensionamenti evitabili delle strutture e del carrello di atterraggio anteriore. Caso per caso, tenendo in considerazione quanto detto fino ad ora, verrà valutata quindi la distanza del baricentro misurata sull'orizzontale, rispetto alla congiungente dei punti di contatto del carrello principale. A questo proposito è bene fare un'ultima osservazione: se da un lato è meglio che la gamba del carrello anteriore sia il più corta possibile in modo da ridurre il momento flettente dovuto alla forza di attrito tra le ruote ed il suolo, dall'altro è sicuramente vantaggioso diminuire la distanza del punto di contatto del carrello anteriore dalla pista nell'assetto di atterraggio del velivolo (assetto caratterizzato da una velocità superiore del $15-20\%$ quella minima di sostentamento).Quest'ultimo aspetto infatti, permette di toccare con il carrello anteriore prima che venga raggiunta una velocità angolare di beccheggio eccessiva e pone un requisi-

to contrastante con la diminuzione del momento flettente all'attacco del carrello in fusoliera; da qui la necessità di trovare una soluzione di compromesso ottimale.

Nel caso di triciclo posteriore, il completamento dell'atterraggio ovvero la fase che porta il velivolo a toccare con il ruotino posteriore, consiste nel tirare a se la barra fino a far stallare l'aereo. Ciò consente contemporaneamente di abbattere il coefficiente di portanza, aumentare la resistenza del velivolo e quindi diminuirne la velocità, contrariamente a quanto avviene per un velivolo a triciclo anteriore senza diruttori, per cui nella fase citata si può avere aumento di velocità con possibilità di ridecollo. Per questo motivo, l'architettura a triciclo posteriore, veniva adottata fino a qualche anno fa sugli addestratori e su alcuni aerei da trasporto civile.

Dal momento in cui il velivolo tocca con il carrello principale, all'istante in cui la velocità dello stesso diventa parallela alla pista, la componente verticale di quest'ultima deve passare dal valore che possiede nel medesimo istante iniziale, a 0. Per un velivolo passeggeri, la velocità di atterraggio sulla traiettoria è di circa 50 m/s, il che vuol dire una velocità verticale all'inizio dell'intervallo di 5 m/s. Ipotizzando che la velocità verticale segua un andamento temporale lineare nell'intervallo (accelerazione verticale costante), si può assumere un valore di velocità media pari a $2,5\ m/s$. Ugualmente, lo spazio percorso in direzione verticale dato dall'escursione degli organi di atterraggio e dallo schiacciamento dei pneumatici, può essere assunto per un velivolo da trasporto passeggeri pari a 50 cm $(0,5\ m)$. Cio implica che la lunghezza dell'intervallo considerato vale $0,5/2,5 = 0,2\ s$, ovvero nell'ordine dei decimi di secondo. In definitiva, il tempo nel quale il velivolo passa dalla traiettoria inclinata di 5° a quella parallela alla pista, è molto piccolo.

Nell'analisi delle forze che gravano sul velivolo nell'intervallo, si considerano le forze normali alla traiettoria quali la portanza, come forze normali alla pista, in quanto l'angolo massimo assunto di 5° può essere considerato piccolo. All'inizio dell'intervallo, quando il velivolo è in procinto di toccare con il carrello principale, la portanza è pari al peso; dopo di che, procedendo nell'atterraggio, la portanza diminuisce. Tale fenomeno è dovuto sia alla diminuzione dell'incidenza per effetto della velocità angolare a cabrare del velivolo, sia per la variazione di inclinazione della traiettoria del velivolo. La rotazione del velivolo è tuttavia trascurabile (nell'intervallo, il velivolo ruota di poco), tanto che si ritiene, a favore della sicurezza, che il velivolo non subisca nessuna rotazione nell'intervallo. Considerando che la velocità sulla traiettoria si mantenga costante nell'intervallo (cosa non vera in quanto

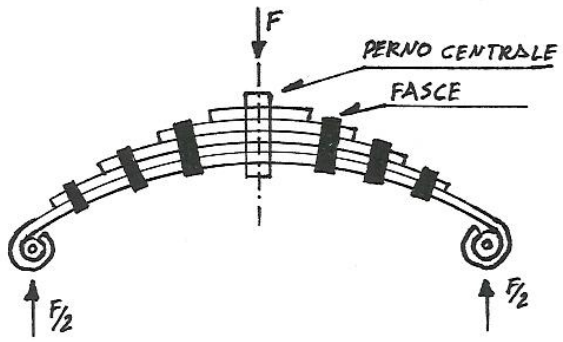

Figura 8.1: Liste imperniate centralmente per evitare lo scorrimento

tale velocità proprio nell'intervallo perde la sua componente verticale, che tuttavia è trascurabile rispetto a quella orizzontale),la portanza diminuisce fino a portarsi a fine intervallo ad 1/3 del valore che possedeva all'inizio dell'atterraggio (quindi si riduce ad 1/3 del peso), con un valore di portanza media nell'intervallo pari a 2/3 del peso. Un'altra forza che agisce sul velivolo, responsabile della curvatura della traiettoria, è la reazione normale del terreno. La determinazione di tale reazione, che permette il dimensionamento del carrello di atterraggio, prevede la conoscenza del velivolo finito compreso il carrello di atterraggio stesso. Si deve quindi introdurre un valore di primo tentativo basato sul tipo di organo di atterraggio in questione.

Un tipo di carrello di atterraggio utilizzato ad esempio su aerei di piccola taglia, è il carrello a balestra. La balestra è un elemento formato da liste di acciaio a sezione rettangolare impilate l'una sull'altra.Tali liste sono imperniate centralmente e fasciate in modo che non venga tuttavia impedito il loro scorrimento reciproco, come illustrato nella figura 8.1.

Il compito di tale elemento è quello di assorbire elasticamente l'energia cinetica in modo tale che un momento dopo possa dissiparla rilassandosi e restituendo solo quella necessaria per riportarla allo stato di indeformata. La dissipazione è il processo di degenerazione dell'energia meccanica in energia termica, per effetto dell'attrito fra le lamine nel loro scorrimento relativo. Ciò richiede che una lamina sia compressa sull'altra con una data pressione. Nei velivoli, il carrello che sfrutta questo elemento, è realizzato con un solo figlio di balestra e la dispersione di energia avviene per lo scorrimento trasversale delle ruote al quale si oppone la forza di attrito dei pneumatici a esso parallela; da qui la forma particolare del carrello a balestra per

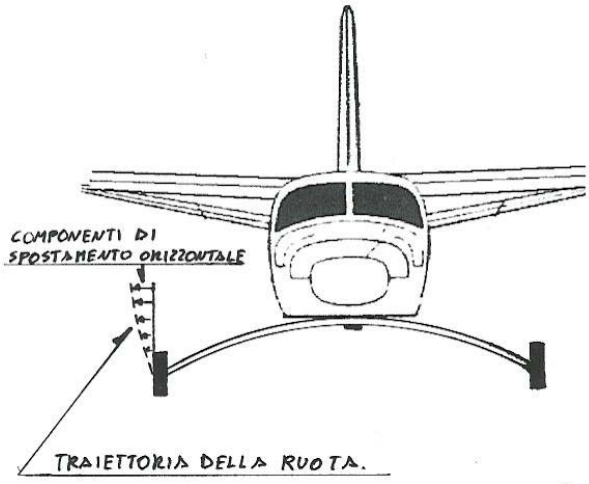

Figura 8.2: Carrello a balestra

cui la sua sollecitazione porta ad un aumento della distanza fra i mozzi (Figura 8.2).

Sugli aeroplani moderni, sono montati elementi che assorbono e dissipano l'energia cinetica, di tipo oleodinamico, costituiti da un cilindro riempito di olio e gas nel quale può scorrere un pistone con dei fori attraverso cui trafila l'olio. Il gas costituisce l'elemento elastico del carrello di atterraggio, mentre l'olio dissipa l'energia accumulata trafilando attraverso piccoli fori nei quali si sviluppano elevate forze di attrito viscoso. L'elemento elastico può essere separato dall'elemento che dissipa l'energia, come nel caso degli ammortizzatori automobilistici. Gli organi di atterraggio, non assorbono solo la parte di energia cinetica che compete alla componente verticale della velocità lungo la traiettoria, ma anche la variazione di energia potenziale dovuta allo spostamento verso il basso del baricentro durante l'intervallo considerato.

Capitolo 9

04-11-03

I limiti delle forze applicabili ad un velivolo non dipendono dalla sua struttura, quest'ultima è una conseguenza dei limiti che noi imponiamo, le forze sono limitate da motivazioni di tipo fisiologico. La caratteristica da considerare limitata sarà l'accelerazione normale e quindi il coefficiente di contingenza n, la limitazione di tale variabile va mantenuta coerentemente durante tutte le fasi del volo e quindi anche durante l'atterraggio.

Il fattore di contingenza normale è stato definito come il rapporto tra le forze totali di massa normali e il peso, in equivalente a quanto è stato fatto per il caso di VORU può essere definito come il rapporto tra la portanza sommata alla reazione del terreno e il peso

$$n_n = \frac{L + R}{\|Q\|} \tag{9.1}$$

questo perché la portanza L più la reazione del terreno R equilibrano le forze totali di massa.

Per quanto detto in lezioni precedenti circa la scelta delle capacità di assorbimento di energia del velivolo, scelta che ci aveva portato ad avere una forza che lavorava per uno spostamento, è possibile considerare lo spostamento (l'accorciamento degli organi di atterraggio) in modo equivalente al tempo impiegato per eliminare la frazione di energia associata al moto verticale del velivolo.

Un altro parametro su cui bisogna porre l'attenzione è dunque l'abbassamento del baricentro del velivolo, tale abbassamento dipende dall'accorciamento sulla normale degli organi di atterraggio, l'influenza di tale parametro non è solo sul peso ma

anche sull'ingombro nel momento in cui il carrello debba essere alloggiato all'interno dell'aeroplano.

Abbiamo definito il fattore di contingenza normale n_n come somma di portanza e reazione del terreno divise per il peso del velivolo, consideriamo ora gli andamenti dei due termini a numeratore, la portanza del velivolo diminuirà a partire da un certo valore in modo automatico poiché per sua natura dipende sia dalla velocità che dall'incidenza del velivolo stesso, la reazione del terreno aumenterà all'atterraggio, ma tale reazione non è dovuta al solo terreno, è controllata in sede progettuale in base al tipo di sistema ammortizzante che si utilizzerà (come visto in precedenza).

La componente di energia cinetica normale alla velocità del velivolo verrà assorbita e dissipata da un qualche organo, quando la traiettoria diventerà parallela il velivolo possederà ancora energia cinetica, tale energia residua sarà smaltita tramite i freni, anche in considerazione del fatto che lo spazio a disposizione per la frenata è molto più grande dello spostamento nell'ammortizzatore.

Siccome possiamo esprimere l'energia come il prodotto tra una forza e uno spostamento parallelo alla forza, nel nostro fenomeno le forze che lavoreranno per lo spostamento verticale saranno la portanza L e le reazione del terreno R. Il lavoro della portanza è l'integrale della portanza per lo spostamento, ovvero

$$\int_0^f L(z)dz \tag{9.2}$$

il lavoro della reazione del terreno sarà invece funzione del tempo (e quindi per quanto detto prima dello spostamento in z) e si esprimerà anch'esso come

$$\int_0^f R(z)dz \tag{9.3}$$

Se ora si prova a risolvere gli integrali, ci si accorge che il problema dal punto di vista complessivo è complicato dal fatto che sa $L(z)$ che $R(z)$ variano durante l'intervallo in modo interrelato (L dipende da R poiché la reazione fa variare l'incidenza del velivolo), noi però non conosciamo ancora in nostro aeroplano nelle sue caratteristiche complete quindi dovremo fare delle approssimazioni per risolvere gli integrali in modo plausibile. Supporremo che la portanza vari linearmente durante l'intervallo tra 0 e f (la fine della corsa dell'ammortizzatore) mentre si supporrà che la reazione sia costante, quindi

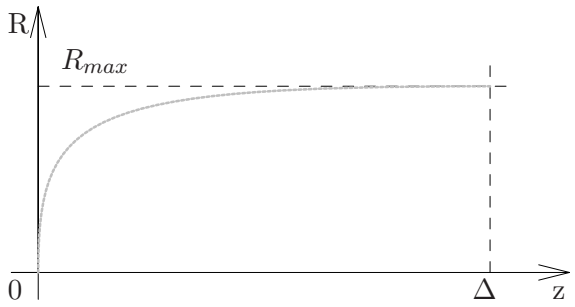

Figura 9.1: Andamento della reazione del terreno con lo spostamento.

$$\int_0^f L(z)dz = L_M \Delta_z \tag{9.4}$$

$$\int_0^f R(z)dz = R_m \Delta_z \tag{9.5}$$

per un velivolo convenzionale il lavoro della portanza può arrivare a circa i due terzi del peso, per l'espressione della reazione l'utilizzo del valore medio non è pratico ai fini dei calcoli, volendo utilizzare la reazione massima è possibile esprimere il lavoro di (R) come

$$R_m \Delta_z = R_{max} \eta \tag{9.6}$$

il coefficiente η così introdotto ha il significato di un rendimento (il suo valore infatti è sempre minore di uno) .

Volendo diagrammare la reazione nell'intervallo si ha il diagramma 9.1.

Si noti come la reazione sia limitata (questo per via del fattore di contingenza normale n_n), l'area sottesa alla curva può essere interpretata come il lavoro. È possibile notare dal diagramma che $\eta = 1$ implicherebbe una reazione costante e massima per tutto l'intervallo.

Per ottenere un sistema che abbia reazione costante durante lo schiacciamento potremmo pensare di utilizzare organi che entrano in campo plastico durante lo spostamento, oppure organi che vanno in instabilità, si deve però considerare che questi tipi di esempi definiscono sistemi non riutilizzabili, inoltre cercare di ottenere la reazione massima fino dall'inizio dello spostamento può non essere una buona cosa poiché avere una reazione che passa da $R = 0$ a $R = R_{max}$ implica la presenza di

una accelerazione molto grande (infinita), ma tale accelerazione deve considerare i limiti dal punto di vista fisiologico quindi non è detto che il massimo rendimento sia la cosa migliore da ottenere, si utilizzeranno sistemi quindi che non forniscano reazioni elevato fin dall'inizio dello spostamento, al limite si porrà la reazione iniziale a zero, il tutto per fare salvo il comfort (ricordando però che tale condizione dipende anche dalla tipologia di velivolo che si considera).

Una ulteriore limitazione della reazione discende dal tipo di campo su cui si atterra, la geometria del terreno influenza anche la dimensione delle ruote.

Per quanto riguarda l'apparato frenante, la coppia frenante genererà una reazione del terreno, una forza longitudinale di attrito, forza che sarà data dalla forza normale moltiplicata per il coefficiente di attrito, tale coefficiente all'inizio dell'intervallo sarà radente, una volta che la ruota si sia messa in rotazione diventerà volvente.

Non viene utilizzato il metodo di mettere in rotazione le ruote prima dell'atterraggio per aumentare il rendimento (e per diminuire i momenti picchianti del baricentro) perché in questo modo nascono momenti spuri intorno all'asse di beccheggio che potrebbero portare il velivolo alla velocità di ribaltamento che sarebbero pericolosi nel caso di manovre a terra.

Le dimensioni della ruota risultano determinate da diversi parametri, non solo il peso o gli ingombri, per favorire la rotazione della ruota il suo momento polare d'inerzia dovrebbe essere piccolo.

Per diminuire il momento d'inerzia (rispetto all'asse di rotazione della ruota) si dovrà intervenire sulle dimensioni trasversali diametrali della ruota, altre esigenze sono quelle per cui le ruote degli aeroplani devono essere di dimensioni diametrali tali da permettere l'atterraggio su piste che abbiano anche piccole buche, si deve considerare anche che il diametro delle ruote non deve essere troppo piccolo al fine di poter alloggiare i freni (che sono a disco per la loro maggiore efficienza nel generare la coppia frenante) e per poterli aerare in modo che la temperatura non vada ad influenzare il comportamento dei pneumatici.

Si dovrà quindi trovare un giusto compromesso tra le varie esigenze, esigenze che porterebbero ad aumentare il diametro di una ruota (nel considerare le necessità di tipo cinematico e di frenata) o a diminuirlo (nel caso si considerino le esigenze di ingombro, peso e momento d'inerzia)

Capitolo 10

05-11-03

Qual'è lo scopo di tutto il nostro discorso sulla condizione di carico all'atterraggio (condizione di tipo simmetrico), considerando che è una manovra a terra, quindi con l'intervento delle forze di reazione del terreno stesso? Lo scopo è quello di valutare in prima istanza e in modo approssimato, carichi di contingenza normali, come la portanza e in particolar modo la reazione massima del terreno nel nostro intervallo, per poter procedere successivamente al dimensionamento delle diverse parti. E' uno scopo di tipo strutturale, quello di dimensionare la nostre strutture secondo le regole che ci siamo posti, quando sono assoggetate ai carichi di contingenza e poi contemporaneamente a quelli di robustezza. Quello più limitativo sarà preso come dimensionante a tutti gli effetti. Andiamo quindi a vedere, con quello che abbiamo detto fino ad adesso, se siamo in grado di valutare effettivamente il valore massimo della reazione al terreno e l'altro parametro insito nel problema, ovvero, lo schiacciamento necessario per poter far sì, che la nostra globalità di organi d'atterraggio, sia in grado di assobire tutta l'energia dovuta, sia alla componente verticale della velocità e quindi di tipo cinetico e che a quella di tipo potenziale (variazione di energia potenziale) che possiede il nostro velivolo in quella fase. Successivamente bisognerà interessarsi dell'elemento in se stesso che assorbe l'energia, che sia in grado di restituirla, in parte quella necessaria, per ridistendere gli organi interni e predisporli, o lasciarli predisposti, per ulteriori assorbimenti di energia. Come facciamo quindi a valutare la forza massima e lo spostamento massimo ? All'interno dell'intervallo abbiamo una variazione delle forze principali, quali la portanza e sappiamo che la reazione deve, per ottimizzare il nostro progetto o comunque migliorare il funzion-

amento del tutto, portarsi all'interno dell'intervallo il più velocemente possibile e al valore massimo possibile (secondo quella parentesi che avevamo aperto indipendentemente dalla forza longitudinale e quindi del raggiungimento della velocità periferica della ruota pari alla velocità di traslazione) e mantenersi il più possibile costante durante l'intervallo stesso (il valore della reazione massima). Visto globalmente e geometricamente, se vogliamo, la funzione che lo indica è quello che abbiamo chiamato rendimento cioè il rapporto tra l'energia realmente assorbita e quella idealmente assorbibile, con quel massimo schiacciamento e reazione massima. Vogliamo valutare la reazione massima per valutare il più precisamente possibile quel sistema di cui abbiamo parlato, il sistema di assorbimento (sarà l'ammortizzatore oleopneumatico o altro). In generale quando ci troviamo in questa situazione abbiamo delle variabili in un intervallo, vediamo quindi se riusciamo a vedere il problema nella sua globalità per poterlo risolvere semplicemente, almeno in prima approsimazione. Adoperiamo quindi un sistema energetico o meglio poniamo dei limiti al problema di tipo energetico inequivocabili. All'inizio dell'intervallo il nostro velivolo possiederà un'energia mentre alla fine ne possiederà di meno, andiamo a vedere quindi dove va a finire questa energia. Abbiamo rilevato che durante questo intervallo c'è la portanza che verrà spostata lungo la sua linea di azione e quindi assorbe una quota parte di energia, abbiamo anche riscontrato che la reazione del terreno, che può variare nell'intervallo, viene portata lungo la sua linea di azione, assorbe energia. Quindi quell'energia che non ci ritroviamo più nell'aeroplano, nel sistema più complesso, sappiamo che è stata consumata, allora possiamo scrivere questa uguaglianza:

$$\frac{1}{2}mv_z^2 + mg\delta = \int_0^\delta L d\delta + \int_0^\delta R d\delta \tag{10.1}$$

dove abbiamo l'energia cinetica dovuta alla componente normale della velocità $\left(\frac{1}{2}mv_z^2\right)$, normale alla traiettoria e nella fattispecie semplificando, alla pista, sommata alla quota parte di energia che il velivolo immetterà nel sistema, energia potenziale dovuta al peso stesso (mg) moltiplicato per lo schiacciamento (variazione di posizione del baricentro) che sarà eguale all'integrale nell'intervallo della portanza per il delta di schiacciamento sommato l'integrale della reazione nell'intervallo. Possiamo stimare, in prima istanza, un valor medio della portanza all'interno dell'intervallo che sarà circa i due terzi del peso moltiplicato per l'intervallo mentre per la reazione prendiamo il valor massimo per il rendimento per l'intervallo stesso. Abbiamo così

una relazione nelle due incognite: reazione massima e spostamento. Il rendimento va stimato in prima istanza in base al tipo di sistema che pensiamo di utilizzare quale soluzione del sistema assorbitore di energia (per una molla semplice sarà circa 0.5, per un sistema oleopneumatico sarà invece nell'intero dello 0.9). Quale relazione possiamo prendere come limitante il problema, tale da poter risolvere l'equazione in prima istanza? la limitazione è sul coefficiente di contingenza normale, vale a dire una limitazione sulla forza normale sul valore massimo dell'accelerazione sulla normale. Quindi avremo:

$$n_{max} = \frac{L_{max} + R_{max}}{Q} \tag{10.2}$$

Possiamo incominciare a risolvere il problema con questo sistema, considerando quest'ultima reazione, facendo una stima di quando nell'intervallo la somma di L e R è massima. La questione non è così immediata, perchè quando una cala l'altra cresce, quindi potrebbe essere un punto qualsiasi dell'intervallo stesso. In termini qualitativi, avevamo detto, che la portanza diminuisce all'interno dell'intervallo dal suo valore che va dal peso a circa un terzo del peso in modo più o meno lineare (dipende in realtà dalla variazione curvatura della traiettoria che a sua volta dipende dalla variabilità di R), mentre la reazione tenderemo a farla diventare il suo valore massimo il più vicino possibile all'inizio dell'intervallo. Possiamo quindi prendere per la portanza un valore più o meno medio (pari ai due terzi del peso come detto in precedenza) in corrispondenza del valore massimo della reazione e quindi possiamo scrivere:

$$n_{max} = \frac{\frac{2}{3}Q + R_{max}}{Q} \tag{10.3}$$

Nel caso in cui, per esempio, il valore di n_{max} sia 3 otteniamo un valore di R_{max} pari a $\frac{7}{3}Q$, o meglio $2.3Q$. Quindi il valore della reazione massima è piccolo. Riprendendo la relazione 10.1 adesso possiamo calcolarci il δ_{max}, che nel nostro caso è somma dello schiacciamento del pneumatico e schiacciamento dell'organo oleopneumatico. Volendo poi possiamo fare una distinta dando una forma geometrica ben precisa al pneumatico (come quella di toro), ma a noi non interessa. Cosa puo' ci succedere facendo queste ultime due operazione, cioè la valutazione del R_{max} tramite n_{max} e la valutazione conseguente del δ_{max}? Ci puo' capitare che risolvendo il sistema l'escursione (la corsa) che ricaviamo è troppo grande. É chiaro che puo'

succedere anche l'opposto, e ne saremmo ben felici, ma di solito non è così. Se dovesse succedere, comunque, a parità di R_{max}, per assorbire l'energia dobbiamo ripetere il processo, quindi vien fuori che lo schiacciamento è piccolissimo. Possiamo quindi aumentando in maniera decente e decorosa, l'allungamento stesso, assorbire più energia, il che vuol dire, rispettando i limiti del nostro problema, che la componente v_z della velocità puo' essere maggiore e quindi di conseguenza la nostra velocità in atterraggio. Purtroppo in generale questo non succede, ci capita invece che ci ritroviamo con una corsa troppo lunga, quindi cosa dobbiamo fare per generare un carrello che poi rientri, in termini cinematici, nella fusoliera o nell'ala? Andremo a ritoccare i parametri, di norma possiamo aumenta il rendimento, ma solo di qualche centesimo, quindi la soluzione migliore è quella di fare l'esatto contrario di prima, ovvero di diminuire la velocità all'atterraggio. L'inclinazione sulla traiettoria è un parametro supervincolante perchè ci fa dipendere in maniera lineare la componente normale della velocità, che esprime l'energia cinetica, dalla velocità sulla traiettoria. Questa è una prestazione del velivolo stesso. Se non riusciamo in altro modo a far tornare le cose, dobbiamo toccare quella prestazione. Il velivolo però sarà già supervincolato dalle caratteristiche aerodinamiche quando tocca a noi prenderlo in mano per valutarlo nelle diverse situazioni di carico, tra cui quella all'atterraggio. Che possibilità abbiamo quindi di variare quella velocità ? Dobbiamo aumentare o comunque migliorare l'ipersostentazione. Notate, in questo caso, a maggior ragione, dobbiamo riflettere su quello che avevamo già detto a suo tempo delle raffiche sulle verticale. La variazione, a parità della velocità di volo e di intensità della raffica stessa, di n e quindi di carico e di accelerazione normale, dipende, fra le altre cose, linearmente dal carico alare (era esattamente proporzionale al carico alare) e quindi per diminuire l'effetto conveniva avere un carico alare elevato. Nessuno ci vieta di aumentarlo, perchè a parità di superficie alare, di velocità, di quota etc..., la resistenza è minore e va tutto bene, però ne paghiamo quando all'atterraggio la velocità minima (che non è quella di atterraggio ma è parente stretta lineare con un 20% più) aumenta. Le due cose sono in contrasto, ma risolviamo il tutto utilizzando l'ipersostentazione all'atterraggio, vediamo infatti che se non abbiamo gli ipersostentatori non possiamo precedere. Tant'è che se andiamo a vedere, fino a un certo punto della loro vita, gli aeroplani avevano un carico alare molto basso, fino a quando non si sono messi a punto i sistemi di ipersostentazione. Supponiamo di avere il nostro aeroplano in una configurazione di massa ben precisa che sta volando a una certa quota e una certa

velocità con coefficiente di contingenza, $n_{max} = 3$. Poi lo stesso identico aeroplano lo mettiamo in una condizione di carico su azione di atterraggio a parità di coefficiente di contingenza. L'espressione di n non cambierà nell'uno o nell'altro caso, quello che cambia sono le forze che vanno a equilibrare il peso: nel primo caso avremo la portanza, con le solite semplificazioni opportunamente introdotte, mentre in fase di atterraggio avremo in più la reazione del terreno. Supponiamo che si tratti di un velivolo con ala in posizione media rispetto alla sezione di vincolo sulla fusoliera. Come è caricata l'ala e come si deforma ? Per il nostro velivolo in volo possiamo ammettere per deformazione una concavità verso l'alto. A partità di n in atterraggio invece si deforma verso il basso. Andiamo a vedere come sono le forze, gli sforzi etc. che invertono questa situazione. Incominciamo a capire la fenomenologia della situazione. In volo le forze che gravano sull'ala sono la portanza, che vale su una semiala metà di tre volte peso ($n_{max} = 3$) ed è diretta verso l'alto, e le forze di massa, che valgono $n \cdot Q$ e quindi $3Q$ nel nostro caso (n è indice della accelerazione totale che c'è in gioco in quel momento, in quella contingenza, nella fattispecie sulla normale alla traiettoria) e dirette verso il basso. La distribuzione di queste forza dipenderà dall'assetto (portanza) e dal posizionamente delle masse (forze di massa). Avremo una disparità dovuta al fatto che la portanza è distribuita principalmente sulle ali mentre le forza di massa sono equidistribuite su tutti il velivolo. Questa disparità tra le due forze è dello stesso ordine del rapporto tra il peso totale del velivolo e il peso dell'ala (circa del (10-15)%). Quindi in volo prevarrà la portanza e avremo una deformazione verso l'alto. E se il coefficiente di contingenza cambia (diventa 2.5 , 1.5 etc..)? Tutte e due le forze, la portanza e le forze di massa, vanno verso la stessa proporzione, in proporzione a n. Tutte e due sono funzioni di n, tant'è che se noi volessimo dire quant'è il carico totale sull'ala troviamo subito che è $n \cdot (Q_{tot} - Q_{ala})$. Adesso andiamo all'atterraggio e ci mettiamo nella stessa condizione di $n = 3$. Quanto vale la portanza sull'ala ? Vale 2/3 del peso (e su una semiala 1/3 peso). Come vediamo la portanza non è più funzione di n. Le forze di massa, sull'ala quanto valgono? Sono sempre le stesse $n \cdot Q_{ala}$. Le direzioni sono sempre le stesse ma al variare di n potremmo avere, all'equilibrio, delle deformazioni, verso l'alto per valori bassi di n, o verso il basso, quando le forze di massa superano la portanza, quando $n > 6$ *o* 7 (mai per un velivolo passeggeri).

Adesso ci interesseremo ad un'ulteriore condizione di carico, o meglio a una condizione di carico non simmetrica, vale a dire con una distribuzione di carichi sul

velivolo che non è simmetrica rispetto al piano di simmetria del velivolo. Consideriamo nel nostro caso una manovra di alettone. Il nostro velivolo sta procedendo in volo rettilineo uniforme e istantaneamente (con questo avverbio mascheriamo il transitorio aerodinamico che abbiamo durante le deflessioni) il pilota manovra con gli alettoni. A questo punto cambiano le distribuzioni di portanza sull'ala che fanno nascere una coppia intorno all'asse di rollio. Durante questa manovra oltre a una coppia si genera anche una risultante, in quanto i profili degli alettoni non sono simmetrici e quindi la sovraportanza su una semiala non coincide con la sottoportanza sull'altra semiala. Abbiamo un spostamento differenziale ovvero, l'alettone che ruota verso l'alto ha un'escursione maggiore rispetto a quello che ruota verso il basso. Quando manovro gli alettoni lo faccio generalmente per predisporre un evoluzione di virata, in quel caso il nostro velivolo, per esempio, era impostato verso destra e poichè voglio fare ruotare anche la prua sul cambiamento di traiettoria verso destra, devo stare attento all'imbardata inversa, dove, quando io predispongo il velivolo per ruotare verso destra, la prua va verso sinistra. Perchè nasce questo momento di imbardata inversa? Noi facciamo apposta l'angolo d'incidenza diverso per evitare questa situazione, ma manovrando gli alettoni cambierà il coefficiente di portanza delle due semiali e in particolare in quella zona dove c'è questa influenza, dopodiche cambierà anche la portanza. Chiaramente cambiando il coefficiente di portanza cambierà anche il coefficiente di resistenza indotta, ovvero, là dove diminuisce il coefficiente di portanza diminuirà il coefficiente di resistenza indotta e viceversa. Questo è immancabile qualsiasi siano i valori degli angoli e comunque sia, sulla semiala per cui io abbasso l'alettone, mi aumenterà il coefficiente di resistenza rispetto a quell'altro, per il quale addirittura diminuisce. Ma allora, qual'è la storia, perchè differenziamo l'angolo se questo problema sussiste? Se il nostro intento è quello di togliere, idealmente parlando, l'inconveniente dell'imbardata inversa, dobbiamo far si che le resistenze sulle due semiali risultino essere uguali. Il coefficiente di resistenza è dato dalla somma del coefficiente di resistenza indotto e da quello imposto. Per far si che siano uguali, basta fare in modo che la somma di coefficiente indotto e coefficiente imposto resti sempre uguale. Modifico quindi il profilo per cui la curvatura della linea media sia differente sull'uno piuttosto che sull'altro. E' chiaro che questo discorso lo posso fare solamente per un certo valore di escursione angolare degli alettoni, ci sarà un punto in cui il momento di imbardata inversa sarà nullo e altri punti per cui ci sarà, ma sarà comunque inferiore a

quello che avremmo dovuto avere. Adesso, pur sapendo tutte queste inconvenienze diciamo che compiamo una manovra con un aeroplano che è lineare, il che ci porta ad avere una variazione della portanza, globalizzata adesso su una semiala, che è uguale e opposta a quella dell'altra semiala. Il nostro velivolo ha quindi, oltre hai carichi applicati dovuti al volo orizzontale rettilineo uniforme, una coppia applicata intorno all'asse di rollio (preso come asse principale d'inerzia). Questa coppia M_r, ovviamente provoca un'accelerazione angolare orientata come l'asse di rollio che è pari a

$$\dot{\omega}_{rollio} = \frac{M_{rollio}}{J_{rollio}} \tag{10.4}$$

Questa accelerazione è globale, è applicata a tutto il velivolo e quindi anche a ogni singola massa del mio velivolo (singola massa, nel senso che il mio velivolo lo posso vedere nella realtà come fatto da tanti cubetti, sferette o quello che vogliamo, comunque sia sono porzioni di massa m_i con ua propria densità). Su ogni singola massa, $\dot{\omega}_{rollio}$ provoca una accelerazione la quale sarà responsabile della nascita della singola forza d'inerzia sulla singola massa. L'accelerazione su ogni massa (diversa massa per massa), detta ρ_i la distanza della singola massa dall'asse di rollio, varrà

$$a_i = \dot{\omega}_{rollio} \times \rho_i \tag{10.5}$$

e sarà perpendicolare a $\dot{\omega}_{rollio}$ e ρ_i. La somma vettoriale di tutte queste forze, date da queste accelerazioni, moltiplicate per la massa e cambiate di segno vale

$$F = \sum m_i \rho_i \dot{\omega}_{rollio} = \dot{\omega}_{rollio} \cdot \sum m_i \rho_i \tag{10.6}$$

dove $\sum m_i \rho_i$ rappresenta il momento statico di tutte le masse del velivolo che se fatto rispetto a un'asse baricentrico, che è anche principale d'inerzia, è nullo. Mentre la somma di tutti i singoli momenti dovuti alle forze d'inerzia sarà

$$M = \dot{\omega}_{rollio} \cdot \sum m_i \rho_i^2 \tag{10.7}$$

dove $\sum m_i \rho_i^2$ è il momento d'inerzia tutte le masse di tutto il velivolo se è fatto rispetto a un asse principale d'inerzia. Si può fare anche rispetto ad un'altra terna, ma bisogna tenere conto di ulteriori contributi.

Capitolo 11

10-11-03

Parliamo della condizione di carico derivante da una manovra di alettoni. Abbiamo visto che il movimento degli alettoni solitamente è combinato (uno si alza e l'altro si abbassa) in modo da migliorare la manovra ed evitare l'imbardata inversa. Ipotizziamo allora che sul velivolo si generi una coppia, nel senso che gli alettoni generano due forze uguali in modulo, parallele e di verso opposto, che avendo un certo braccio si riducono ad una coppia. Questa coppia genererà istantaneamente una velocità angolare attorno all'asse di rollio, dipendente dalla coppia e dal momento d'inerzia del velivolo attorno all'asse di rollio. Questa velocità angolare andrà a generare delle accelerazioni sui punti di massa del velivolo, con andamento lineare a seconda della distanza dall'asse di rollio, e quindi delle forze d'inerzia negli stessi punti, parallele alle accelerazioni. Le accelerazioni (come le forze) saranno perpendicolari alla congiungente il punto di massa e l'asse di rollio e perpendicolari all'asse di rollio stesso; la somma vettoriale di queste forze vale zero. Tutto questo accade nell'istante iniziale. Passiamo adesso dall'istante iniziale all'istante successivo: ricordiamo che all'istante iniziale il velivolo è ancora il volo rettilineo orizzontale uniforme, solo che è assoggettato anche alle forze dovute alla manovra d'alettoni più le forze d'inerzia. All'istante appena successivo allora il velivolo assumerà una certa velocità angolare. La velocità angolare varierà istante per istante dipendentemente dalla sua derivata, che è pari all'accelerazione, ma l'accelerazione varia istante per istante e precisamente diminuisce. Questa diminuzione è dovuta al fatto che sull'ala si generano delle forze che contrastano la rotazione, infatti la rotazione fa variare l'incidenza delle ali, nel senso che dipendentemente dalla velocità

angolare e dalla distanza dall'asse di rollio, i punti dell'ala avranno una velocità (che quindi varia linearmente lungo l'ala) che sommata vettorialmente alla velocità del vento ne modifica l'incidenza. Allora abbiamo detto che questa variazione d'incidenza contrasta la rotazione, ossia il momento generato dagli alettoni attorno all'asse di rollio diminuisce. Ma allora diminuirà man mano la accelerazione angolare e quindi le forze d'inerzia: questo vuol dire che all'istante iniziale abbiamo una condizione di carico significativa, mentre man mano che la manovra prosegue la velocità angolare aumenta, mentre l'accelerazione angolare diminuisce (le forze d'inerzia quindi sono massime all'istante iniziale e poi diminuiscono) fino ad annullarsi, ed in questo istante la velocità angolare avrà raggiunto il suo valore massimo. Ovviamente non tutti gli aeroplani saranno abilitati ad arrivare a questo punto, ma per quelli che lo raggiungono avremo una nuova condizione di carico significativa, poiché saranno massime le forze d'inerzia dovute alla velocità angolare, ossia le forze centrifughe. Queste forze centrifughe saranno date dalla massa moltiplicata l'accelerazione locale, che varierà punto a punto e varrà, detta ω la velocità angolare e ρ la distanza dall'asse di rollio $\omega^2\rho$. Quando considereremo materialmente il nostro aeroplano le masse saranno finite e quindi la distanza la calcoleremo dal baricentro.

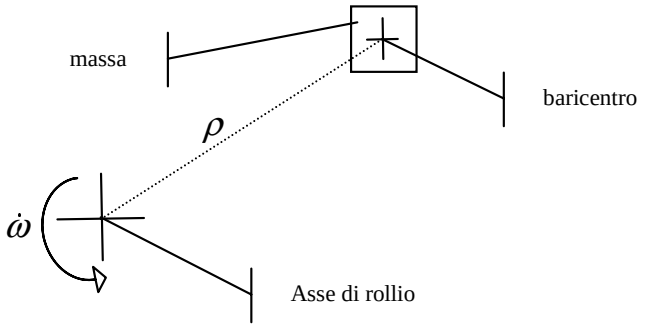

Figura 11.1: Schematizzazione della meccanica di una manovra di rollio

Ritorniamo allora all'istante iniziale: sul punto di massa considerato agirà un accelerazione che vale $\dot{\omega}\rho$, ma poiché non è solo un punto su tutta la massa si genererà un momento che è pari all'accelerazione angolare moltiplicata il momento d'inerzia attorno ad un asse parallelo all'asse di rollio e passante per il baricentro. Nel caso che la massa non sia puntiforme o quasi si dovrà tenere conto di questo momento, per esempio se si tratta di un motore. Ritorniamo quindi a considerare l'istante finale della manovra, nel quale è massima la velocità angolare: siamo in presenza di un

sistema di forze di inerzia che chiamiamo radiali, (centrifughe) uscenti dall'asse, per distinguerle da quelle che avevamo all'inizio che chiamiamo tangenziali. Dunque all'istante finale le forze d'inerzia radiali sono massime e quelle tangenziali sono nulle. È ovvio che in tutti gli stati intermedi saranno presenti entrambi i sistemi, anche se non ai loro valori massimi; se considero un velivolo che non raggiunge lo stato finale citato sopra, come un velivolo passeggeri, dovrò però andare a considerare alcuni stati intermedi. A questo punto pensando a questo esempio è necessario considerare anche la contromanovra di alettoni. Facciamo adesso qualche considerazione sul perché si effettua la manovra di alettoni. Questa manovra consente di far ruotare il velivolo attorno all'asse di rollio di un angolo ben preciso a seconda della manovra che vogliamo eseguire, per esempio una virata corretta. Insomma l'angolo non è casuale ma dobbiamo poterlo controllare. Parlando di virata corretta conviene soffermarsi un attimo per definire di cosa si tratta. Possiamo definire virata corretta una virata in cui le forze d'inerzia giacciono solamente nel piano di simmetria del velivolo; ciò equivale a dire anche che il coefficiente di contingenza trasversale è nullo, perché nulle sono le forze di massa in tale piano. Nel piano trasversale quindi le forze d'inerzia centrifughe sommate vettorialmente al peso si annullano. Questo significa inoltre che la risultante delle forze di massa è allineata con la portanza. Ora per fare questa manovra dobbiamo ruotare proprio di quell'angolo che annulla le forze di massa nel piano trasversale. Ma se diamo il comando agli alettoni e portiamo la barra a zero, il velivolo continua a ruotare, fino ad arrivare al limite alla massima velocità di rotazione di cui si parlava precedentemente: questo significa che ad un certo punto si dovrà contromanovrare. Dal punto di vista delle forze in gioco si genera una coppia di forze e quindi una accelerazione angolare che annulla la velocità angolare acquistata dal velivolo per la manovra iniziale. Ora consideriamo la manovra: la eseguiamo partendo dal V.O.R.U. con un certo angolo di barra, con una certa durata, sugli alettoni nascono delle componenti di forza aerodinamica positive o negative a seconda dell'angolo di barra. I parametri cinematici sono caratterizzati dal fatto che il velivolo è in movimento per cui abbiamo del vento relativo che investe il velivolo, e la variazione d'angolo generata dagli alettoni modificherà l'incidenza e quindi il coefficiente di portanza. Adesso consideriamo la contromanovra: analizzando le condizioni cinematiche, abbiamo la stessa velocità di traslazione, la stessa quota ed anche lo stesso angolo di barra, ma la zona degli alettoni adesso possiede anche una certa velocità di rotazione. Componendo le velocità, ci si ac-

corge che nella contromanovra l'incidenza degli alettoni è superiore a quella che si ha in manovra: ossia nella contromanovra le forze aerodinamiche che si generano sugli alettoni sono superiori a quelle generate nella manovra con lo stesso angolo di barra e stessi parametri cinematici. Ci sono delle forze di massa che varieranno dipendentemente dalla rapidità con cui la manovra viene eseguita, ma risultano di difficile determinazione finché non si hanno dati più precisi sul velivolo. Possiamo però dire sicuramente che questa condizione risulta dimensionante per l'alettone, perché le forze aerodinamiche sono massime in questa situazione e allora dobbiamo tenerla in considerazione. In effetti bisogna dire che le forze di massa dell'alettone globalmente non vanno a influenzare le sollecitazioni che gravano sull'alettone stesso, (localmente invece sì) perché le masse dell'alettone devono essere distribuite in modo che il baricentro vada a trovarsi sull'asse di cerniera; questo discorso vale anche per le altre superfici mobili. Se noi progettiamo l'alettone solamente tenendo conto delle forze che gli gravano sopra (quindi principalmente in modo aerodinamico ndr) il baricentro verrà a trovarsi più a valle dell'asse di cerniera. Dobbiamo aggiungere allora delle masse di bilanciamento, evidentemente sul bordo d'attacco, inerti dal punto di vista strutturale, anzi localmente magari vanno ad aumentare le forze di massa. È assolutamente necessario che il baricentro si trovi sull'asse di cerniera, altrimenti durante la manovra il comando sarebbe instabile (se fosse a valle). Per capire il fenomeno, consideriamo l'alettone sull'ala che si alza, questo si inclina verso il basso, aumentando la portanza; si crea un'accelerazione angolare come sappiamo, e quindi una forza d'inerzia sul baricentro dell'alettone tale da generare un momento attorno alla cerniera che lo sposta ulteriormente verso il basso. Quindi possiamo dire che sulla barra c'è una sensibilità così alta che se inizio la manovra la forza d'inerzia mi potrebbe al limite strappare la barra di mano. L'instabilità si manifesta perché diminuisce il momento di reazione del comando: quando io sposto la barra, imprimo un momento che poi dovrò contrastare quando riporto il comando alla condizione iniziale. Il momento di reazione è quello che devo imprimere per spostare la barra, deve essere proporzionato all'inclinazione della barra: questo significa realizzare dei comandi bilanciati. In caso di instabilità il momento di reazione diminuisce e se si annulla la barra non avrebbe sensibilità, ma potrebbe addirittura invertirsi e la barra mi verrebbe strappata di mano. È quindi essenziale che il comando non sia instabile. In caso di servocomandi devo utilizzare sistemi chi creino artificialmente la sensibilità nel comando. Devo però controllare anche che la forza che deve

esercitare il pilota non sia troppo grande, ossia è necessario attuare una compensazione dei comandi. Questo significa diminuire il momento di cerniera a parità di efficienza del comando stesso, cioè di forza esercitata sulla superficie mobile. Questo sistema deve essere automatico, ovvero passivo, deve essere sempre presente. Per realizzare questo sistema posso ad esempio arretrare l'asse di cerniera, ma non ho molta libertà in questo senso, perché oltre un certo limite sporgerebbe troppo. Un sistema più efficace è quello di ricavare una o più alette sul bordo d'uscita, che generano una forza aerodinamica piccola rispetto a quella dell'alettone, in modo da non modificarla sostanzialmente, ma la spostano in modo da favorire la rotazione dell'alettone stesso: il collegamento che si esegue è una quadrilatero articolato, il modo da mantenere l'aletta sempre parallela a se stessa, quindi sempre in opposizione alla rotazione dell'alettone. Queste si dicono alette di compensazione. Altro problema è quello del trim, ovvero la realizzazione di servoalette, praticamente dei servocomandi aerodinamici, che servono a far mantenere autonomamente al velivolo gli assetti attorno ai vari assi, con sforzo di barra nullo o comandi liberi, che è lo stesso. L'unico inconveniente in questo caso (superfici trimmate) è che alla posizione neutra dei comandi non corrisponde la posizione neutra delle superfici di controllo, ma è un inconveniente relativo. Il trim è a disposizione del pilota che lo può regolare a seconda delle esigenze. Il ruolo dell'aletta di trim è allora quello di spostare l'applicazione della forza aerodinamica sull'asse di cerniera, quindi annullando lo sforzo di barra. Ritorniamo a quello di cui si trattava prima di questa generosa parentesi e cioè al fatto che la contromanovra è dimensionante per quanto riguarda gli alettoni. Tutti i velivoli devono poter contromanovrare e farlo attorno a tutti e tre gli assi. Vogliamo ora valutare se anche per la contromanovra di equilibratore per esempio valgono le stesse considerazioni, ossia se le forze aerodinamiche agenti sono superiori. Anche in questo caso in effetti la velocità di rotazione si va a sommare, aumentando l'incidenza, ma a differenza degli alettoni, quando vado a contromanovrare, a velivolo ruotato, ho che l'incidenza di tutto l'impennaggio orizzontale è variata a causa della rotazione stessa, e questo effetto è decisamente superiore rispetto alla semplice composizione di velocità. Stesso discorso vale anche per il timone.

Capitolo 12

11-11-03

Nella lezione precedente abbiamo finito ponendoci alcune domande: per quanto riguarda la contromanovra di timone, anche per essa c'è una forza aerodinamica maggiore, rispetto alla manovra di timone eseguita con gli stessi parametri (i.e. stesso angolo di barra, velocità, quota)? Se sì, qual è la causa? È come per gli alettoni o per il timone o altro ancora?

Memo: per gli alettoni si era detto che nella contromanovra si genera una forza aerodinamica maggiore sull'alettone poiché esso, con il resto dell'ala e tutto l'aereo, è animato da una componente di velocità dovuta alla rotazione, che va a comporsi vettorialmente a quella di traslazione, dando luogo ad un angolo di incidenza maggiore, da cui la forza più grande; per l'equilibratore invece era in parte diverso: il fenomeno che si ha sugli alettoni esiste, ma in più si deve tener conto della variazione di angolo di incidenza che ha subito tutto l'aeroplano; quantitativamente, la seconda parte è superiore alla prima.

Si può notare che a seguito di una manovra di timone, ruotando rispetto all'asse di imbardata dell'aereo, varia l'angolo di incidenza; considerando però che la traiettoria non sia variata (i.e. che la direzione da cui proviene il vento relativo sia ancora quella iniziale) è cambiata l'orientazione del velivolo rispetto alla direzione della velocità. In conclusione quindi, al momento della contromanovra di timone, la fenomenologia che la caratterizza è la medesima dell'equilibratore. È bene chiarire che gli angoli che abbiamo detto andare ad aggiungersi all'angolo di incidenza iniziale, nel caso di manovra di equilibratore e timone, sono formati tra il velivolo (ed il sistema di riferimento con esso solidale) e la direzione della velocità (vento relati-

vo, tangente alla traiettoria); ecco spiegato anche il perché nella contromanovra di alettoni è presente solo il fenomeno dovuto alla velocità angolare: a seguito di una manovra di alettoni il velivolo ruota attorno all'asse di rollio, che possiamo pensare come molto vicino alla direzione della velocità, quindi dal punto di vista angolare (nel senso sopra specificato), l'aereo si trova sempre nelle stesse condizioni.

Abbiamo così concluso l'analisi delle condizioni di contromanovra.

Quello che ora a noi interessa è andare a cercare, tra tutte le possibili contromanovre dei tre tipi visti, quelle massime dal punto di vista delle sollecitazioni, in modo tale da ridurre il numero di condizioni da controllare. Prendiamo per esempio la contromanovra di alettoni: quella che darà i carichi massimi sugli alettoni stessi, i.e. forze massime, in particolare aerodinamiche (per quelle di massa avevamo detto che si fa in modo che la risultante cada sull'asse di cerniera), sarà quella compiuta alla velocità massima (di traslazione), quota minima e angolo di barra massimo (massima velocità di rotazione). Si deve tener presente che non tutte le categorie di aeroplani sono effettivamente in grado di compiere contromanovre con i parametri sopra specificati; ci sono delle limitazioni, secondo la tipologia di missione richiesta e quindi delle prestazioni cercate, che danno le condizioni di carico massime di cui tener conto per dimensionare gli alettoni (e lo stesso per le altre parti).

Prendiamo in considerazione ora due condizioni di carico (partendo da condizioni iniziali di V.O.R.U, velocità e quota fissate), che presentano una certa somiglianza:

1. condizioni di carico derivanti da una manovra di timone;

2. condizioni di carico derivanti da una raffica laterale, o più precisamente che investe l'aereo in direzione normale al suo piano di simmetria; se la condizione iniziale è V.O.R.U. allora è una raffica normale alla velocità.

In questo modo si completerà anche l'analisi dei carichi che nascono sul velivolo in conseguenza dell'entrata in un'atmosfera con aria agitata (avevamo già analizzato la raffica verticale, ascendente o discendente, e la raffica longitudinale: entrambe davano condizioni di carico simmetriche). Ora, nel caso di raffica laterale, abbiamo sicuramente condizioni di carico non simmetriche. In generale in aria agitata ci saranno tutte le componenti di velocità.

1. Trascuriamo ancora i transitori (sia di manovra, sia aerodinamici,...) e istantaneamente passiamo dalla configurazione simmetrica iniziale a quella asimmetrica, dopo che abbiamo manovrato col timone. È bene ricordare che, trascurando i transitori,ci ritroviamo in una situazione di forze approssimate, ma sicuramente per eccesso (maggiori rispetto alla realtà); ora, poiché stiamo affrontando la ricerca dei carichi che andranno a gravare sulle varie parti dell'aereo, per poi poterle dimensionare, l'approssimazione, se c'è, è meglio che sia nella direzione di sovrastimare i carichi, per poi successivamente, in seguito ad analisi più precise, raffinare il progetto.

   (Disegno non ancora ricevuto)

   Prima della manovra (timone allineato con la deriva) la forza aerodinamica sull'impennaggio c'è, ma è solo resistenza; istantaneamente, dopo aver manovrato, si genera una modifica della forza aerodinamica che agisce sull'impennaggio verticale nella sua totalità; questo poiché, a seguito della manovra, si è modificato il profilo e si è generata un'altra componente di forza aerodinamica, normale alla velocità, quindi una portanza; tale portanza è sì normale alla velocità, ma anche al piano di simmetria del velivolo: la chiameremo portanza laterale, L_{lat}. È anche aumentata la resistenza, ma a noi ora interessa di più valutare gli effetti della L_{lat}. La risultante della L_{lat}, in un velivolo convenzionale, avrà una retta di applicazione che interseca l'impennaggio verticale e quindi, rispetto al riferimento intrinseco del velivolo (assi principali d'inerzia), tale risultante cade dietro l'asse di imbardata e sopra l'asse di rollio. Si ricorda che gli assi principali d'inerzia sono gli assi rispetto ai quali, se applichiamo sollecitazioni di momento, il velivolo ruota. Noi vorremmo che manovrando sui comandi riuscissimo a ruotare attorno all'asse di imbardata; per fare ciò dovrei riuscire a creare una pura coppia attorno a tale asse; purtroppo, quando vado a manovrare col timone per imbardare si genera, per quanto detto sopra sulla locazione della L_{lat}, anche un momento attorno all'asse di rollio. È importante chiedersi se questo momento disturba poco o tanto. (nella manovra di alettoni, con la coppia derivante dalla variazione di portanza riesco a generare un puro momento attorno all'asse di rollio; è la diversa resistenza che dà l'imbardata inversa) La manovra ad imbardare è parte della manovra combi-

nata atta a predisporre l'aereo a compiere una virata corretta: sotto questo aspetto la presenza del momento di rollio in esame è molto negativa, poiché fa inclinare il velivolo dalla parte sbagliata; è un effetto che può richiamare alla mente quello altrettanto negativo dell'imbardata inversa. Per aggiustare le cose sarebbe opportuno che la risultante della L_{lat} cadesse sull'asse di rollio; per fare ciò si dovrebbe simmetrizzare il piano di coda verticale rispetto a tale asse, cosa che peraltro si fa per es. sui dirigibili. Su un aeroplano ciò non si può fare, poiché non è abbastanza alto da terra (anzi si fa già il cono di coda verso l'alto per non toccare; ovviamente si cerca di limitarne al minimo l'inclinazione, per non aumentare troppo l'effetto negativo sopra menzionato). Allora per contrastare il momento di rollio indesiderato il pilota è costretto ad abbinare al movimento del timone quello degli alettoni, e tutto ciò a discapito di un aumento di resistenza.

Analizziamo ora dal punto di vista dinamico, nel dettaglio, gli effetti della L_{lat}. Una forza, applicata ad una massa, provoca un'accelerazione nella stessa direzione e verso della forza stessa, in tutto il corpo, in maniera uguale. Nel nostro caso la L_{lat} dà un'accelerazione applicata alle singole masse del velivolo; avrò quindi un sistema di forze d'inerzia parallele ed equiverse tra loro, in verso opposto a quello dell'accelerazione. Queste forze si sommano aritmeticamente tra loro, essendo parallele; la risultante sarà data dal prodotto dell'accelerazione (costante) per la massa totale, ed è applicata nel baricentro. Il velivolo inoltre è assoggettato anche ad una coppia (forza per distanza dall'asse baricentrico); tale coppia si può scomporre in due componenti, una rispetto all'asse di imbardata e una rispetto all'asse di rollio.Le due componenti di coppia generano un'accelerazione angolare ($\dot{\omega}$) attorno all'asse di rollio ed imbardata, rispettivamente pari a $\frac{M_{roll}}{J_{roll}}$ e $\frac{M_{yaw}}{J_{yaw}}$. (ricordiamoci che siamo in un sistema principale d'inerzia, altrimenti avremmo anche i prodotti d'inerzia). Puntualmente avremo quindi una sistema di accelerazioni lineari pari a $\dot{\omega}\cdot$(distanza dall'asse). Abbiamo quindi forze normali all'asse di rollio ed imbardata ed alla congiungente il punto di massa con l'asse, quindi tali forze stanno in piani perpendicolari all'asse competente. In conclusione, come conseguenza della manovra di timone, su ogni punto materiale del velivolo si generano quindi 3 sistemi di forze d'inerzia:

- sistema di Forze d'inerzia normali al piano di simmetria del velivolo dovute all'accelerazione lineare prodotta da L_{lat};
- sistema di Forze d'inerzia dovute all'accelerazione angolare attorno all'asse di rollio;
- sistema di Forze d'inerzia dovute all'accelerazione angolare attorno all'asse di imbardata;

Consideriamo ora i carichi che gravano ad esempio su una semiala:

- la portanza dovuta alla traslazione;
- le forze di massa dovute alla massa propria dell'ala (se V.O.R.U. solo il peso, poiché n=1);
- le forze laterali dovute all'accelerazione lineare, i.e. c'è una forza d'inerzia in direzione trasversale (normale al piano di simmetria) applicata nel baricentro dell'ala;
- le forze d'inerzia dovute alla componente dell'accelerazione angolare attorno all'asse di rollio;

  Dal punto di vista globale, per la forze date da un'accelerazione costante si prende la risultante e la si applica nel baricentro; per le forze date da accelerazioni lineari derivanti da accelerazioni angolari non posso pensare di applicare direttamente la risultante nel baricentro (non ho accelerazioni costanti), ma posso ugualmente concentrare tutta la massa nel baricentro e valutare che su di essa agisce una forza pari alla massa per l'accelerazione lineare del baricentro (pari ad accelerazione angolare per distanza dall'asse); in più però si deve aggiungere un momento dato da $J_{semiala}$ misurato rispetto ad un asse baricentrico parallelo a quello di rollio moltiplicato per l'accelerazione angolare.

- le forze d'inerzia date dall'accelerazione angolare attorno all'asse di imbardata, per le quali vale lo stesso ragionamento fatto per quelle date da omega punto di rollio.

La stessa analisi può essere compiuta per ogni parte del velivolo.

2. Consideriamo ora la raffica laterale. Facciamo l'ipotesi di avere un fronte di separazione netto ($\longrightarrow$ no transitori) da aria calma ad aria con una componente di velocità perpendicolare al piano di simmetria dell'aereo. Guardando il velivolo in pianta, entrati oltre il fronte di separazione ho due componenti di velocità e l'aria non investe più il velivolo parallelamente al suo piano di simmetria. Ancora una volta si modifica la forza aerodinamica: prima ho una portanza normale alla velocità contenuta nel piano di simmetria, poi anche una forza trasversale (L_{lat}). Per valutare questa L_{lat} vado ad analizzare le varie parti del velivolo investite dalla raffica. Cominciamo con l'impennaggio verticale; esso è costituito da profili simmetrici

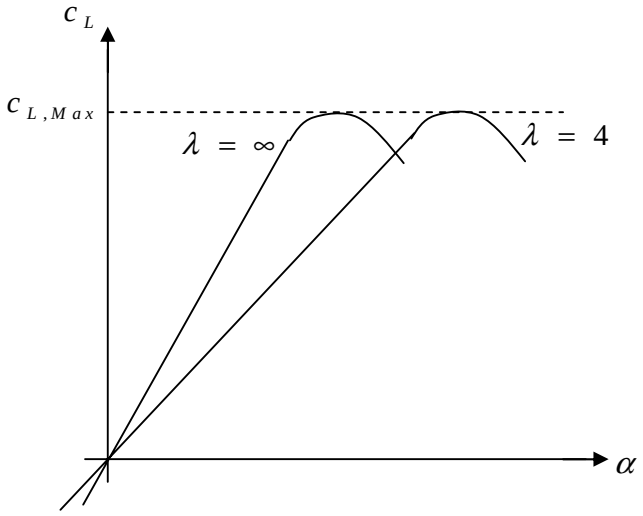

Figura 12.1: Curva c_l - α al variare di λ

$$allungamento = \frac{apertura}{corda\ media\ geometrica} = \frac{apertura^2}{superficie\ alare} \tag{12.1}$$

L'effetto dell'allungamento osservabile in figura è causato dalla presenza della resistenza indotta, i.e. al variare dell'allungamento varia anche l'angolo di incidenza effettivo:

$$allungamento\ diminuisce \longrightarrow angolo\ diminuisce \tag{12.2}$$

$$c_{d,indotto} = \frac{c_l^2}{\pi\lambda e} = c_l \cdot \left(\frac{c_l}{\pi\lambda e}\right) \tag{12.3}$$

in cui il termine in tra le tonde è l'angolo di incidenza indotta.

Il motivo fisico di ciò è che maggiore è la differenza di pressione tra dorso e ventre, maggiore sarà il c_l, ma maggiore sarà anche la circolazione dell'aria dalla zona inferiore a quella superiore.

Capitolo 13

12-11-03

Stavamo parlando della condizione di carico derivante da una raffica verticale confrontata con una condizione di carico derivante da una manovra di timone. Perchè accostiamo questi due eventi, e quindi andiamo a paragonare i carichi che effettivamente si generano sul nostro velivolo nell'una e nell'altra occasione? E' chiaro che è perchè pensiamo che ci sia una certa somiglianza. Però in che cosa può consistere questa somiglianza, fra i i due casi, fra le due evenienze, fra le due situazioni? Perchè paragoniamo, forziamo queste due condizioni? Per quale ragione? In entrambi i casi vediamo che si genera una componente di forza aerodinamica trasversale. Allora possiamo subito vedere che nell'un caso la componente di forza trasversale è una componente di forza aerodinamica che si genera in particolare per effetto di una manovra del pilota, e si genera specificamente sull'impennaggio verticale e basta. (NB: Stiamo sempre parlando dell'istante iniziale dell'evento, nel quale istante iniziale il velivolo segue la traiettoria che aveva all'inizio della manovra stessa, e quindi il volo rettilineo uniforme orizzontale da cui eravamo partiti.) Nel caso invece della raffica, la componente di forza aerodinamica trasversale si genera non per una manovra ma per l'intervento del movimento dell'aria in quella direzione ben precisa, e va a generarsi su tutto quanto il velivolo, e quindi su: impennaggio verticale ancora, la fusoliera, e sull'ala. A questo punto possiamo fare una valutazione: quella che si genera sull'ala sarà piccola rispetto alle altre due componenti, e allora possiamo dire che la forza è data solo dalle prime due. Ora per effettuare il confronto, supponiamo che la risultante delle due forze aerodinamiche trasversali, una volta per manovra, l'altra per raffica, sia uguale. Che cosa risulta di diverso in un caso

e nell'altro? Il punto di applicazione della risultante stessa: in particolare, per il caso di manovra, non abbiamo dubbi, il punto di applicazione della forza, per questioni di tipo puramente di forma, va sull'impennaggio verticale. Nell'altro caso va a finire in un punto qualsiasi del nostro velivolo. Dove deve andare a finire? O dove non deve andare a finire? Deve andare a finire sul baricentro? No, perchè se la forza fosse applicata al baricentro, il velivolo sarebbe assoggettato a un equilibrio indifferente, non in assoluto, indifferente rispetto all'asse di imbardata. Cioè ogni posizione rispetto all'asse di imbardata sarebbe in equilibrio, il ché significa che il velivolo non ritornerebbe nella sua posizione una volta cessato l'effetto della raffica. Avrei perso il controllo del velivolo. La conclusione è che l'aeroplano deve essere disegnato nelle sue parti essenziali in maniera tale che in corrispondenza di una raffica la forza trasversale che nasce sia comunque posteriore al baricentro o meglio all'asse di imbardata, per rendere stabile il velivolo stesso. E' chiaro poi che dovrà essere più o meno arretrata dipendentemente dalle caratteristiche inerziali del velivolo. Da cui possiamo ancora dedurre che, visto che il contributo dell'impennaggio verticale deve essere sull'impennaggio verticale stesso, il contributo della fusoliera per far sì che accada ciò che abbiamo detto, deve essere dietro all'asse di imbardata. Se invece è davanti dobbiamo porre notevole attenzione perchè può essere che incorriamo nell'inconveniente. Già abbiamo accennato al fatto che, per fare una stima semplice, l'impennaggio verticale avesse un profilo uguale a quello della fusoliera e viceversa. Possiamo valutare il contributo dell'impennaggio verticale rispetto a quello della fusoliera? In questo caso già abbiamo detto che, trattando la fusoliera come un'ala (NB: anche se l'approssimazione può sembrare troppo evidente, possiamo comunque avvicinarci un minimo alla realtà) prendiamo come indice di variabilità l'allungamento. In particolare passando dalle caratteristiche di coefficiente di portanza funzione dell'angolo di incidenza del profilo a quelle dell'ala dobbiamo mettere in conto la variazione dovuta all'allungamento. E in particolare succede che quel coefficiente di portanza a parità di angolo (di angolo geometrico, va da sè) diminuisce in maniera proporzionale all'allungamento, ma possiamo stabilire una relazione di proporzionalità a parità di angolo di incidenza, tra il coefficiente di portanza e l'allungamento? L'allungamento di un impennaggio normale è dell'ordine di 4-5, di una fusoliera invece è sicuramente, anzi abbondantemente minore di uno (l'apertura è il diametro e la corda è la lunghezza). E quindi il rapporto tra il coefficiente di portanza dovuto alla fusoliera e quello dovuto all'impennaggio verticale (ammettendo di poter adop-

erare questi numeri appunto prendendoli con le molle) è notevolmente piccolo. Cosa c'è che va in parte a correggere questa notevole diminuzione? La superficie laterale della fusoliera nei confronti di quella dell'impennaggio verticale, che in generale è di qualche ordine di grandezza più grande, anche se in genere siamo sempre in difetto come quantità di portanza prodotta dalla fusoliera rispetto a quella prodotta dall'impennaggio verticale. A questo punto, ammettendo una distribuzione di tipo più o meno portante sulla fusoliera delle pressioni e delle depressioni, quindi della portanza, è chiaro che se l'ala è posizionata dietro la metà della lunghezza della fusoliera, ci può essere qualche pericolo; se l'ala è in posizione nettamente anteriore alla posizione di mezzeria della fusoliera è chiaro che quel problema non sussiste più. In base a osservazioni puramente visive possiamo stimare dove e quando andare a fare le verifiche opportune, per quanto riguarda il disegno generale dell'aeroplano stesso. Detto questo andiamo a vedere cosa succederebbe alla risultante globale. Diciamo che abbiamo verificato che è dietro all'asse di imbardata, tutto funziona, possiamo procedere. Rispetto alla situazione di manovra (ammettendo sempre che la risultante globale sia uguale nei due casi), sicuramente però sapremo che la risultante dovuta alla raffica si sposterà verso l'asse di imbardata in base all'architettura, al disegno del velivolo, e anche verso l'asse di rollio. Cioè diminuirà la distanza sia dall'asse di imbardata sia dall'asse di rollio, a causa del contributo della fusoliera. Quindi a parità di forza trasversale risultante, quale delle due condizioni potrebbe essere dichiarata peggiore dell'altra? Quella di manovra. Infatti la risultante delle forze aerodinamiche nel caso della raffica si trova più vicina al baricentro rispetto all'altra, il ché implica che la coppia che essa genera sul velivolo è più piccola. Ciò vuol dire che le due componenti di accelerazione angolare sono più piccole, quindi sono più piccole punto per punto le accelerazioni lineari e quindi sono più piccole le forze d'inerzia, nel caso della raffica rispetto a quello della manovra. Attenzione però che questo è vero solo se le due forze risultanti hanno lo stesso modulo. In generale questa ipotesi non è sempre verificata, dipende dall'aeroplano e dipende dalle possibilità di manovra dell'aeroplano. Per poter scartare l'una nei rispetti dell'altra dobbiamo andare a vedere qual'è la manovra più gravosa che possiamo fare in termini di timone (cioè valutare i parametri velocità di volo, angolo angolo di barra e quota che possiamo tenere per fare questa manovra), e valutare quanto valga l'entità di raffica massima che possiamo incontrare a quella velocità e a quella quota, in quella zona dove opera il velivolo. Se riscontriamo che le due forze sono uguali possiamo trarre

quella conclusione, se viceversa questo non succede, o succede che la forza massima dovuta alla raffica è superiore, non possiamo trarre conclusioni. Perchè facciamo questi ragionamenti? Per vedere se in maniera razionale riusciamo effettivamente a diminuire l'entità dei controlli delle condizioni di carico che dobbiamo comunque fare. A questo punto però c'è un altro aspetto che dobbiamo tenere presente. Tutto quello che abbiamo detto funziona nei limiti della validità delle ipotesi che abbiamo fatto, dal punto di vista globale, e dal punto di vista delle singole forze di massa. Andiamo però a vedere localmente per esempio, una zona, un pannello della fusoliera. Se andiamo a vedere come esso è caricato in una condizione e nell'altra, troviamo subito una differenza. Nel caso di manovra ci sono solamente delle sollecitazioni dovute a una forza che ammette una sola risultante sull'impennaggio verticale, e che comunque è distribuita solo sull'impennaggio verticale. Nel caso della raffica in quel pannello avrò gli effetti di quella forza sull'impennaggio verticale più gli effetti della risultante che sta sulla fusoliera, e l'effetto locale sul pannello di una distribuzione di pressioni (positiva o negativa dipendentemente se sono da una parte o dall'altra della fusoliera rispetto alla direzione della raffica), che solleciterà sicuramente in un modo diverso il pannello. Cerchiamo di avvicinarci un po' di più sempre in termini di condizioni di carico alla realtà delle cose di cui stiamo trattando. In particolare prendiamo in considerazione l'ala, e concentriamoci su una semiala, comunque sia collocata nei rispetti della fusoliera, del nostro aeroplano, e che sta volando di volo rettilineo uniforme orizzontale per esempio, ovverosia è in una situazione ben precisa in una condizione di carico ben precisa (per esempio di tipo simmetrico, in volo al massimo n, a un certo assetto etc etc.) Che carico graverà sulla nostra semiala? Per semplificare ulteriormente possiamo dire che i motori sono in fusoliera. Quali sono le forze che gravano in quella condizione di carico? Le forze aerodinamiche e le forze di massa, non può essere altrimenti. Facciamo un ulteriore passo: queste forze saranno orientate in una certa direzione, che non è necessariamente la normale alla velocità. Allora prendiamo in considerazione esclusivamente quelle che abbiamo chiamato le forze normali, normali alla velocità e parallele al piano di simmetria del velivolo. Tanto per semplificare prendiamo in considerazione un riferimento locale sull'ala, per esempio il piano medio delle corde. Questo piano medio rispetto a quelle direzioni che abbiamo precisato (il piano individuato dall'asse di imbardata e dall' asse di rollio e la direzione della velocità) sarà inclinato, a causa dell'angolo diedro e dell'angolo di incidenza. Se questi due angoli alla velocità e all'assetto a cui ci

stiamo muovendo sono sufficientemente piccoli, possiamo dire che le forze normali sono anche normali al piano medio dell'ala, altrimenti dobbiamo scomporle. Supponiamo di trovarci nel primo caso. Quali saranno allora le forze che prendiamo in considerazione? Nel caso specificato, la sola portanza e le forze di massa (che saranno quelle che fanno equilibrio alla portanza localmente). La portanza varrà n volte il peso del velivolo, anche se sappiamo che stiamo dando una valutazione per difetto a causa del fatto che ci sarà una portanza in coda negativa (e quindi dell'ordine del 5% in più). Le forze di massa che gravano sulla nostra ala invece valgono n volte il peso dell'ala in senso contrario. (NB: prima dicevamo che equilibravano ma mancano le forze di massa dovute alla fusoliera che valgono n volte il peso della fusoliera e tutto quello che c'è attaccato). Le forze di massa dovute alla fusoliera (avendo supposto che ci fossero solo quelle e che quindi l'impennaggio orizzontale fosse scarico aerodinamicamente) rappresentano le reazioni vincolari delle due semiali sulla fusoliera e viceversa, dato siamo in equilibrio. Non bisogna mai dimenticarsi che quella fotografia, che quel rilievo della condizione di carico si mette in corrispondenza di una condizione di forze in equilibrio dinamico. Supponiamo poi che il vincolo è di tipo ad incastro, così non ci sono montanti, etc. Allora possiamo rivedere la nostra semiala (per quanto riguarda i carichi) come assoggettata a tutti i carichi che ci sono sulla sua superficie e poi al vincolo sulla fusoliera, cioè succede che la semiala è di per se stessa equilibrata. La portanza che vale n volte il peso di tutto il velivolo diviso 2, è distribuita su tutta la superficie dell'ala in termini di pressione, che sarà rispetto al valore della pressione statica esterna in sottopressione sul dorso e in sovrapressione sul ventre. Quali sono i parametri che influenzeranno questa distribuzione delle pressioni, sia in corda che in apertura? L'angolo di incidenza, cioè l'assetto, e la forma in pianta. L'assetto ci darà la distribuzione in corda, la forma invece ci darà indizi sulla distribuzione in apertura. Le forze di massa invece? Ci ricordiamo che non sono altro che delle forze di volume, cioè dipendono dal volume, e andranno ad essere collocate per loro natura laddove c'è materiale. Che cosa provoca questa visione diretta nei rispetti di quella che può essere invece una visione più globale della distribuzione delle singole forze risultanti e di massa così come l'avevamo prospettata? Globalmente è lo stesso, le forze sono quelle che abbiamo detto, ma per quanto concerne il dimensionamento è opportuna la prima o la seconda? Adesso raffiniamo ulteriormente la prospettiva: andiamo a ridimensionare l'ala, che abbiamo supposto fino a qui ridotta al piano medio delle

sue corde, la riproponiamo fisicamente con tre dimensioni. Allora ci accorgiamo che quella distribuzione di vettori che ci dava la portanza localmente non è quella vera, ma quei vettori sono già la risultante su una superficie di dimensioni stabilite tra un certo valore di pressioni sul dorso e sul ventre (la superficie può anche essere infinitesima, ma fisicamente si tratta sempre di una risultante). Per quanto riguarda le forze di massa, anche quelle, sono una risultante delle singole forze di massa su un volume. Ritorniamo alla domanda: qual'è la visione più completa? La prima se vogliamo parlare dell'ala non ci serve a niente, non avevamo fatto altro che vedere il nostro velivolo come costituito da un unico punto che poteva essere il baricentro, in cui avevamo messo le forze risultanti dovute a tutto il corpo. La seconda invece è già un passo avanti, è una prima distribuzione, che però è una semplificazione bidimensionale, come piano medio delle corde. Con la terza siamo passati alla realtà fisica, tridimensionale. Abbiamo visto che a parità di forze (a parità di risultanti chiaramente), la distribuzione fisica si differenziava. Dovendo noi procedere dopo questa analisi al dimensionamento di quella che abbiamo chiamato struttura con tutte le implicazioni, sarà meglio che ci mettiamo in questo schema o in quell'altro? In una logica normale nessuno dubiterebbe che bisogna seguire lo schema tridimensionale, perchè è quello più preciso e quindi più giusto. In verità però si usa il secondo schema, quello più semplificato. Infatti ad esempio non siamo in grado di stabilire correttamente la distribuzione delle forze di massa, che dipende anche dalla struttura, che essendo all'inizio del progetto non è nota, anzi è proprio ciò che vogliamo progettare. Per questo è opportuno invece spendere il nostro tempo per collocare le masse che conosciamo all'interno dell'ala, ad esempio il carburante, di cui dobbiamo sapere quant'è in termini di massa, come lo collochiamo, almeno in una prima versione dei fatti, oppure gli impianti, come quello combustibile (serbatoi etc), i comandi di volo e le superfici di controllo, raddoppiamenti degli impianti... tutto ciò va collocato laddove pensiamo che sia necessario, e in modo che non interferiscano tra di loro. Dopodichè l'unica incognita resta quindi la massa strutturale, che andrà ipotizzata al meglio possibile note tutte le altre parti dell'ala e in funzione del tipo di aeroplano, del tipo di ala, dal carico alare...

Capitolo 14

17-11-03

Manca ancora un passaggio logico per proseguire il discorso ed arrivare a dimensionare la struttura dell'ala, cioè di quell'elemento che deve andare a sostenere i carichi (che nascono per effetto aerodinamico, di massa ecc..) in maniera corretta. Da notare che ci interessa il discorso della sicurezza. L'elemento da mettere in gioco è la trave. Ci chiediamo innanzitutto se il modello di trave può essere adattato a qualsiasi ala di qualsiasi velivolo oppure solo ad alcuni. La risposta è no, il modello di trave si applica solo ad alcuni casi: ad esempio, per un'ala a delta tale modello non è utilizzabile. Stiamo parlando della trave di De Saint Venant. La trave è un elemento tridimensionale, in cui una delle dimensioni è superiore alle altre due. Nella direzione della dimensione maggiore avremo l'elemento tipico caratterizzante una trave: l'asse. Normale a quest'asse, ci sono le altre due dimensioni, organizzate in quella che chiamiamo sezione. Tanto maggiore sarà l'allungamento dell'ala (l'allungamento è il rapporto tra la dimensione maggiore e una dimensione tipica trasversale, di solito la corda), tanto più ci avviciniamo al limite imposto dalle ipotesi del modello di trave. Questo per asse rettilineo e sezioni tutte uguali. Tuttavia, in pochissimi casi ho effettivamente sezioni tutte uguali geometricamente. Maggiore l'allungamento, minore è la variazione delle sezioni, perchè se il rapporto di rastremazione (se l'ala è trapezia in pianta) è limitato, la variazione si diluisce (si attenua), grazie al maggiore allungamento. Se allora applichiamo il modello di trave a sezione costante per una semiala che invece non ha sezioni costanti, i risultati non saranno precisi, bensì approssimati. E saranno tanto più approssimati verso il valore corretto quanto meno sarà variabile la sezione. E' dunque possibile applicare

il modello di trave anche oltre i limiti imposti dalle ipotesi, sapendo di ottenere risultati approssimati (ma utili in prima approssimazione). Occorre ora individuare l'asse (fisico) e inserirlo nel modello. Si noti che la parte strutturale ancora non l'abbiamo. Quello che possiamo fare allora, come primo tentativo, è di ipotizzare tale asse. Se riusciamo ad ipotizzarlo il più vicino possibile a quello che otteremo nella soluzione finale, minori saranno le iterazioni da fare per raggiungere un risultato plausibile. Prima di tutto richiamiamo la definizione di asse della trave: è il luogo dei punti di applicazione della risultante delle forze dovute alla distribuzione degli sforzi su una singola sezione moltiplicata per la superficie verticale. Inoltre, se il materiale componente le singole sezioni è lo stesso (questa è una ipotesi che dobbiamo fare noi), allora l'asse può anche essere definito come il luogo (rettilineo) dei punti in cui giacciono i baricentri delle sezioni, o per meglio dire, i baricentri delle aree che lavorano ad azione assiale. Perchè parliamo delle aree che lavorano ad azione assiale? Ci sono forse delle aree che non lavorano? Sì: può capitare se andiamo su tipologie strutturali particolari, in cui le aree (tipicamente quelle dei pannelli) non lavorano ad azione assiale (si noti che questo vale come caso limite, con le ipotesi più estreme). Decidiamo dunque di utilizzare lo stesso materiale per tutte le sezioni, così da poter individuare l'asse come luogo dei baricentri delle aree. Attenzione che questo è comunque un problema delicato, perchè per avere le sezioni dobbiamo già avere l'asse: occorre dunque accettare un compromesso. Prima di tutto allora individueremo l'asse della trave, ricordando però che non possiamo mai prescindere dalle sezioni, anche se non esistono ancora come struttura. Come possiamo fare allora ad individuare l'asse? Occorre ipotizzare una certa distribuzione di aree nelle ipotetiche sezioni. Per capire come impostare queste ipotesi, occorre prima fare una (grossa) parentesi.

Ritorniamo all'ala (come elemento fisico), su cui sono applicati dei carichi. Ricordiamoci che avevamo fatto l'ipotesi di considerare solamente i carichi normali al piano medio delle corde. Siamo dunque passati da un elemento fisico tridimensionale ad uno bidimensionale. Abbiamo cioè un piano in cui sono applicate le forze normali. Ci chiediamo ora se possono esserci, oltre alle forze, anche dei momenti. Siamo sempre nella condizione di carico da richiamata al massimo n, a una certa quota e con una certa velocità. I carichi in questo caso sono: la portanza (carico aerodinamico - si tratta di forze distribuite lungo tutta la superficie, distribuzione che dipenderà dall'assetto, dal tipo di profilo, dalla forma in pianta..), forze di massa

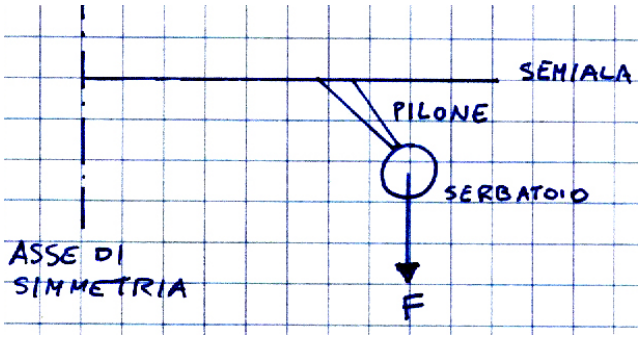

Figura 14.1: Forza sull'ala dovuta al serbatoio

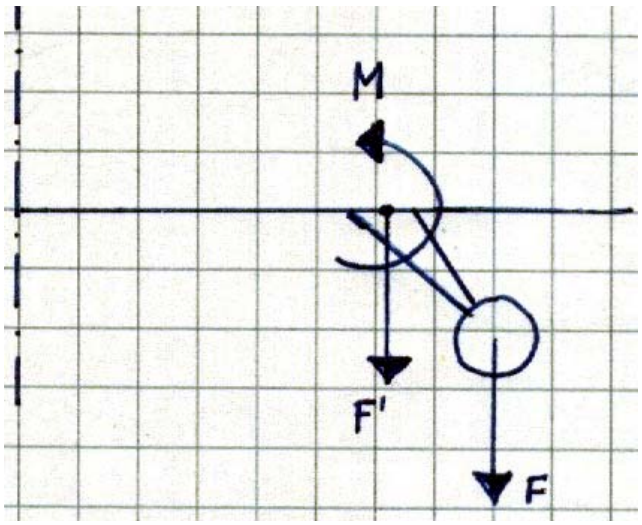

Figura 14.2: Momento localizzato sull'ala dovuto al serbatoio

(che dipendono dalla distribuzione delle masse e dall'accelerazione, la quale però è costante nel nostro caso, dunque avremo un andamento già prefissato), non ci sono forse anche dei momenti? Guardiamo il disegno in figura 14.1.

Nella condizione di richiamata (a quel valore di n) ho una forza di massa relativa al serbatoio. Se trasportiamo tale forza all'incastro del pilone con la semiala, necessariamente avremo anche un momento localizzato (applicato localmente),figura 14.2.

Dunque sulla semiala avremo sia forze che momenti, a seconda di come riportiamo le forze in punti diversi. Abbiamo fatto degli esercizi, sia in passato che ad esercitazione, in cui, data una certa distribuzione di carichi su una trave (avendo

fissato un certo asse), si chiedeva di valutare le sollecitazioni dipendenti dai carichi stessi nelle diverse sezioni della trave. Per una certa ala, a partire dall'estremità libera, siamo in grado di valutare le diverse sollecitazioni normali all'asse. Cosa rappresentano queste sollecitazioni dovute ai carichi esterni? Stiamo parlando di azione assiale (normale al piano della sezione), taglio (parallela nel piano della sezione), momento flettente (provoca la rotazione della sezione, portandola fuori dal suo piano) e momento torcente (provoca la rotazione della singola sezione nel proprio piano). Ricordiamoci che siamo partiti dall'ipotesi di fotografare il velivolo in una ben precisa condizione, con l'aeroplano in equilibrio dinamico sotto tutte le forze applicate, in ciascuna di queste immagini. Ora stiamo considerando solo un pezzo dell'aereo, dunque devo mettere in evidenza le reazioni vincolari. Cioè scollegando l'ala, metto in evidenza ciò che i collegamenti facevano: le reazioni vincolari. La semiala in sè è un sistema assoggettato a un sistema di forze equilibrato (se così non fosse vorrebbe dire che il sistema si è rotto: non ci interessa). Tali reazioni saranno tali da tenere in equilibrio completo la semiala. Prendiamo ad esempio la sollecitazione di taglio. Partendo dall'estremità libera, il taglio è la somma di tutte le forze parallele alla sezione che incontriamo spostandoci lungo l'asse, ovvero l'integrale lungo l'asse della trave di tutte le componenti delle forze parallele alla sezione (perchè tutte le sezioni sono parallele tra loro). Prendendo le singole forze parallele alle singole sezioni, le spostiamo, sommandole una all'altra, fino ad arrivare all'incastro, dove troveremo una reazione uguale a tale somma, ma di segno opposto. Dunque la sollecitazione di taglio è ciò che subisce la struttura in modo da trasmettere (sommandoli) i diversi carichi (in questo caso paralleli alle sezioni) da dove sono applicati a dove saranno reagiti. Dunque il carico deve essere trasmesso. Siamo noi che dobbiamo mettere il taglio nella struttura in modo che ciò sia possibile. Occorre avere sempre l'equilibrio, altrimenti il pezzo in questione (la semiala) non funziona. Trasferiamo ora questo ragionamento ad un aereo nella sua completezza. Supponiamo di essere in volo rettilineo uniforme. Le semiali e gli impennaggi orizzontali produrranno un'azione aerodinamica in termini di portanza distribuita (ce ne sarà anche ad esempio sulla fusoliera, in base a come è stata disegnata). La risultante di queste forze sarà trasmessa dalla struttura che c'è dentro l'ala, la fusoliera, gli impennaggi, fino ad arrivare presso una forza che la equilibra. In caso di volo orizzonale rettilineo uniforme sarà in corripondenza del peso, con direzione opposta. Se invece ho n diverso da 1 il discorso è comunque lo stesso, avrò anche delle forze d'inerzia che

si sommeranno al peso: la risultante dovrà andare in quel punto dove viene equilibrata da forze d'inerzia e peso. Notiamo ora che, durante il trasporto delle forze di taglio dall'estremità all'incastro, si genera come conseguenza anche un momento dato dalla forza stessa che trasporto moltiplicata per la distanza a cui la trasporto. Nasce quindi la sollecitazione di momento flettente, provocata dal fatto che il taglio si muove. Il taglio è la realtà, poichè somma di tutte le forze in quella data direzione. Se prendiamo una componente di forza in asse, cioè parallela all'asse, normale alla sezione, occorre prima portarla sull'asse e poi sommarla di sezione in sezione. Questa darà un contributo al momento flettente in una certa direzione, poichè trasportata sull'asse. Dunque a voler ben vedere, il momento flettente è una sollecitazione che di per se stessa non esiste, a differenza del taglio che è una forza reale. Abbiamo fatto la somma di tutte le forze parallele alle sezioni sommando tutte le forze distribuite in corda. Se riducessimo la trave al suo asse, andando a vedere nelle singole sezioni com'è distribuita la forza parallela alla singola sezione stessa, e facendone la risultante, questa sarà posizionata in un punto preciso, che può benissimo essere diverso sezione per sezione. Se prendo la singola risultante sezione per sezione e la porto in corrispondenza dell'asse, per effetto di tale trasporto otterrò un momento torcente nel piano della sezione. Anche in questo caso il momento torcente esiste soltanto per effetto del trasporto della risultante. L'asse su cui trasporto può essere una qualunque retta diretta in modo qualsiasi? Certo che sì. Ma c'è un questione: se tale retta rispetto alla quale trasportiamo il taglio sulle singole sezioni è parallela all'asse della trave, posso valutare il momento torcente per singoli incrementi aggiornando la somma punto per punto. Invece se l'asse su cui trasporto non è parallelo all'asse della trave (che è l'asse di integrazione, cioè l'asse rispetto al quale ci muoviamo per valutare i singoli incrementi), sezione per sezione varia la distanza e dunque occorre riaggiornare tutto il calcolo. Si può fare, tuttavia questo secondo caso è scomodo e comporta ovviamente dei calcoli più lunghi. Allora se mi metto in una sezione ben precisa, e trovo un certo valore di taglio, azione assiale, momento flettente e momento torcente, devo fare attenzione al fatto che taglio e momento torcente non sono tra loro indipendenti: dipendono entrambi dall'asse rispetto al quale ho trasportato sezione per sezione.

Chiudiamo la lunga parentesi e ritorniamo alla domanda che ci eravamo posti: come individuo l'asse della trave, il più plausibile possibile, senza avere ancora definito la struttura della trave stessa? Come dicevamo, occorre ipotizzare una

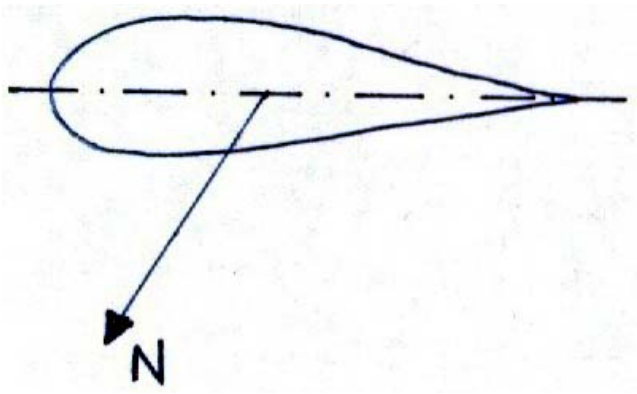

Figura 14.3: Sezione sottoposta ad azione assiale, nel piano normale al piano della sezione stessa.

distribuzione di area sulla singola sezione, sempre sotto l'ipotesi di unico materiale. A causa delle sollecitazioni, la sezione ruoterà. Tale rotazione sarà limitata al massimo di 10°, 20°, dipendentemente dall'allungamento dell'ala. Consideriamo ora una singola sezione sottoposta ad azione assiale (tra le altre sollecitazioni presenti) che proviene dai carichi esterni. Come devo dislocare il materiale in modo che questo sia atto a sopportare questa azione assiale? Nella figura 14.3, abbiamo una sezione sottoposta ad azione assiale, nel piano normale al piano della sezione stessa.

Che struttura devo mettere per poter sopportare questa forza N? Ricordiamoci che stiamo lavorando in termini di contingenza, cioè che le sollecitazioni derivanti dalle forze applicate sono reali (contingenti). Qualunque struttura mettiamo in gioco, gli sforzi devono essere tali da non superare gli sforzi di snervamento (limite elastico), e le deformazioni devono essere limitate affinchè gli spostamenti non inficino il corretto funzionamento e le prestazioni della struttura. La minima area della sezione sarà data dalla forza divisa per lo sforzo di snervamento (che dipende dal materiale scelto):

$$A = \frac{N}{\sigma_{sn}} \tag{14.1}$$

Poichè sono in gioco le deformazioni, dovremo tenere in conto anche di un'altra caratteristica del materiale: il modulo di elasticità. Tale area, affinchè funzioni al meglio (cioè affinchè l'unica sollecitazione sia quella assiale), va collocata in corrispondenza del punto di applicazione della forza. Si noti che in questo modo tale

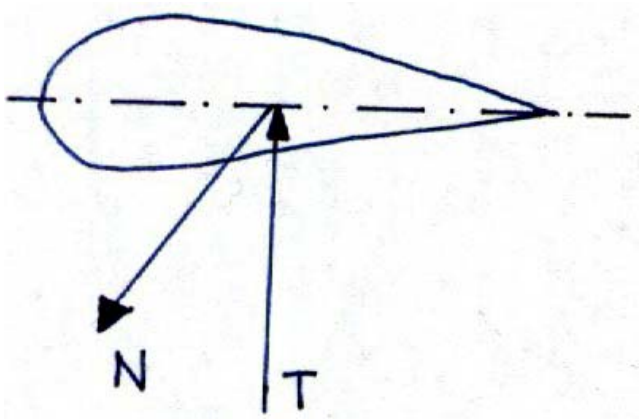

Figura 14.4: Sezione sottoposta a T e N normale al piano della sezione stessa

punto è il punto di intersezione dell'asse, in questa prima ipotesi di lavoro. Ora passiamo a considerare il taglio. Ho una sollecitazione nel piano della sezione (Figura 14.4)

Ancora ci domandiamo cosa dobbiamo mettere in gioco per sopportare T. Ricordiamoci che un materiale reagisce alle varie forze applicate mettendo in gioco una distribuzione di sforzi di tipo assiale e tangenziale. L'area della sezione, per sopportare il taglio, dovrà essere data dal rapporto tra taglio e sforzo tangenziale di snervamento:

$$A = \frac{T}{\tau_{sn}} \tag{14.2}$$

Da notare che la tau di snervamento non si trova nelle tabelle dei materiali. Per valutarla occorre usare un criterio di resistenza. Per i materiali che noi usiamo normalemente (duttili, cioè che ammentono un buon campo plastico oltre al campo elastico - in contrasto con i materiali fragili) possiamo ad esempio usare il criterio di sicurezza di Von Mises. Indicando come indice di pericolo la sigma di snervamento, abbiamo:

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\sum \sigma^2 + k\tau^2} \tag{14.3}$$

Dove k=4 per i materiali fragili, mentre k=3 per materiali duttili (usati nelle strutture aeronautiche). La superficie trovata va collocata con attenzione. Se la colloco in corrispondenza della forza, è meglio che le due dimensioni dell'area siano dif-

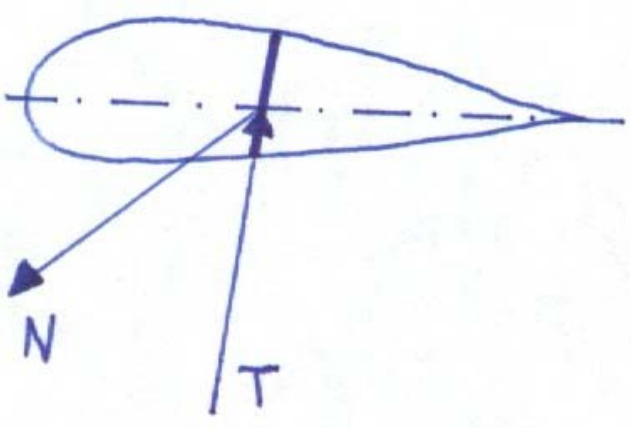

Figura 14.5: Posizionamento del pannello

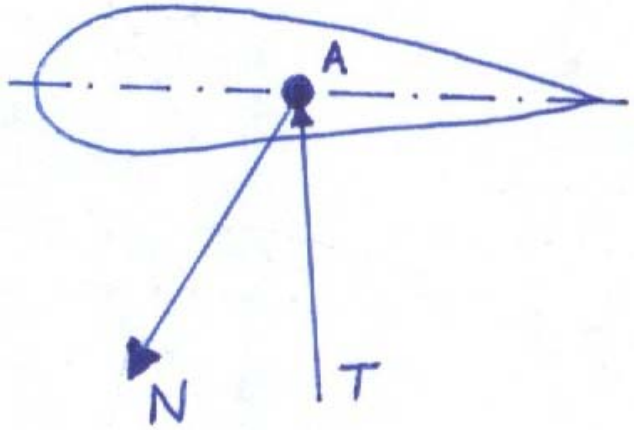

Figura 14.6: Indicazione dell'area del pannello

ferenti, con la dimensione maggiore nella direzione lungo la quale è applicata la forza; chiamiamo tale elemento **pannello**. E' meglio mettere il pannello in corrispondenza della direzione della forza (Figura 14.5).

E' anche possibile abbinare a questo pannello l'area seguente, che passa per la posizione di giacitura del pannello stesso (Figura 14.6).

Può essere disturbante mettere l'area in questo punto. Posso allora dividere l'area in due parti, sopra e sotto (Figura 14.7).

Consideriamo ora la sollecitazione di momento flettente. Da cosa può essere reagita? Basta che la struttura metta in gioco una distribuzione di sforzi assiali (normali alla sezione). A parità di materiale, man mano che mi avvicino all'asse

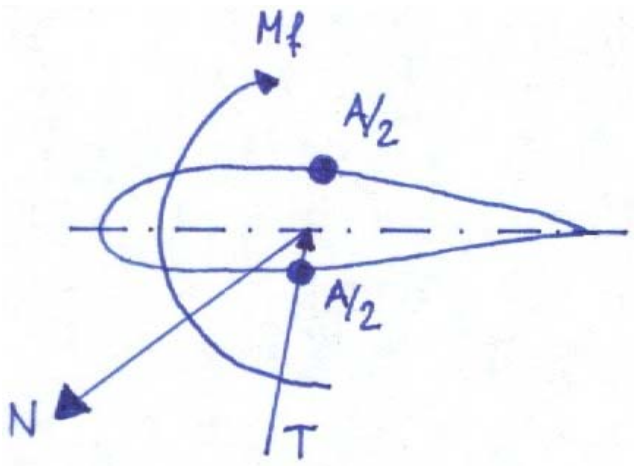

Figura 14.7: Distribuzione dell'area del pannello

neutro, gli sforzi assiali che servono diventano piccoli. L'asse neutro è una zona della sezione che non subisce deformazione (dunque non subisce sforzo). Questo perchè ogni sezione, assoggettata a un momento flettente, ruota attorno all'asse neutro rimanendo parallela a se stessa. Siccome nella parte centrale vicino all'asse neutro gli sforzi diventano piccoli (al limite, zero), è inutile metterci del materiale. Piuttosto, occorre mettere materiale che reagisca ad azione assiale il più lontano possibile. Potrei usare due aree puntiformi il più lontano possibile l'una dall'altra, si genera una coppia di forze assiali (cioè normali alla sezione) in grado di equilibrare il momento flettente. Queste due aree cercherò di metterle dove ho lo spessore massimo della sezione, in modo che siano più lontane possibile tra loro.

Per il momento torcente dovrò fare in modo di avere una continuità di sforzi tangenziali che possano generare un momento equilibrante (torcente). Creo cioè un circuito chiuso sfruttando diversi elementi strutturali. Per quanto riguarda il taglio abbiamo già detto come posizionare il pannello (in corrispondenza del taglio stesso). Ma se considero il fatto che ho anche un momento torcente, il taglio può essere collocato in una posizione qualsiasi. Infatti il pannello che ho messo a reagire per il solo taglio, in realtà non sarà solo, bensì accompagnato da altri pannelli che formano un circuito chiuso (per equilibrare il momento torcente). Per l'azione assiale posso mettere l'area dove voglio, purchè parallela all'asse stesso. Ma per quanto riguarda il momento flettente, se voglio risparmiare sull'area, devo mettere le aree (due o più) il più lontano possibile, e quindi, in generale, in corrispondenza della zona di

Figura 14.8: Aree impegnate dalle superfici mobili

massimo spessore.

Abbiamo dunque capito dove è conveniente dislocare le varie aree, con lo scopo di andare a valutare la posizione dell'asse della trave. Si noti che, in presenza di superfici mobili (su bordo d'attacco o d'uscita), non potrò sfruttare tali zone per dislocare la struttura (Figura 14.8).

Dove si trova lo spessore massimo del profilo dove possiamo concentrare le aree? A partire dal bordo d'attacco, lo spessore massimo è di solito al 25-30% della corda, fino ad arrivare per profili speciali fino al 45-50%, comunque sicuramente nella prima metà. In genere i profili sono già stabiliti (nel progetto generale), dunque la zona dell'asse neutro è stimabile in modo abbastanza preciso. Allora la prima ipotesi sulla posizione dell'asse della trave (che useremo per stabilire posizione e inclinazione delle sezioni e per fare una prima valutazione delle sollecitazioni) si fa dicendo che l'asse si trova nella zona dello spessore massimo. Avremo una certo grado di indecisione (qualcuno può stimare il 28%, qualcuno il 35%..), ma è normale poichè si tratta del primo tentativo. Dovremo poi a posteriori andare a vedere quale delle diverse soluzioni (28%, 35%..) sia più conveniente in termini di peso e nel rispetto delle condizioni di resistenza e rigidezza.

Capitolo 15

18-11-03

Abbiamo visto che cosa intendiamo per sollecitazioni dovuti a carichi esterni e continuiamo nell' esempio, che stavamo valutando, di una semi-ala soggettata ad un sistema di carico dovuto ad una condizione di carico. Carico chiamato N positivo di un certo valore e rientrando nella visione di questa nostra semiala simulata come una trave, trave ridotta ancora e alle sue sezioni normali alle stesse, proviamo a chiarirci cosa vogliamo dire, guardare alle diverse sezioni della trave e ricercare su ogniuna di esse le sollecitazioni dovute ai carichi esterne. Non si tratta altro di estendere quel concetto che avevamo già messo in luce, cioè staccare la semi-ala dal complesso dell' aereoplano. ricordate cosa abbiamo detto? Su dai suggerite! Domanda: Le sollecitazioni su una singola sezione della semi-ala? Come possiamo riguardare quindi andare a ricercare, estendendo il concetto per andare a valutare quali fossero i legami tra la semi-ala e la fusoliera. Da cosa erano costituiti questi legami, in modo tale che se noi stacchiamo fisicamente la semi-ala, sostituiamo quello che la fusoliera provocava sulla semi-ala in quella sezione. Cosa provoca la fusoliera? forze e momenti che costituiscono il contributo di tutto il resto della struttura rispetto al pezzo specifico di cui stiamo parlando, cioè le reazioni vincolari di tutto il resto della struttura. Adesso invece che mettersi sulla sezione terminale mettiamoci su una sezione qualsivoglia, tagliamo in una ben precisa sezione , quella che diciamo noi, stacchiamo il pezzo d'ala a partire dall' estremità e cosa mettiamo invece della fisicità continua sulla trave stessa, cosa mettiamo: solamente i valori relativi. Guardando in ogni singola parte vediamo che c'è continuità, la visione è la stessa, identica. Allora a questo punto, siccome il nostro scopo è di mettere in gioco e riuscire a disegnare,

progettare, la struttura, cioè quella parte dell' aereoplano che è in grado effettivamente di far si che il complesso supporti carichi di cui è soggetto, riferendosi alla pura ala. In ogni singola sezione noi vediamo che dal punto del carico esterno abbiamo delle sollecitazioni delle forze e dei momenti che tendono a deformare il tutto in un certo modo e a generare, ripeto, delle distribuzioni di sforzi che costituiscono, che cosa ?, la reazione vincolare di quel pezzo d' ala, nella fattispecie sarà il pezzo di qualcos altro per esempio la fusoliera, che noi vorremmo staccare, per andare a valutare quelle reazioni di cui abbiamo bisogno. Quelle reazioni, sezione per sezione, viste dall' interno cosa sono? Non sono altro che le azioni, che la nostra struttura futuribile, che vogliamo disegnare, deve mette in gioco sezione per sezione; per fare cosa? Per mantenere l' equilibrio di quel pezzo d' ala che si staccherebbe se la nostra struttura non fosse in grado di mantenere in equilibrio lo stesso. Come può succedere che questo equilibrio non venga mantenuto? Molto facilmente e visibilmente, cosa accade quando un equilibrio non c'è? O verosì quando una struttura non è idonea a sopportare le sollecitazioni cui è soggettata, cosa fa ? Si rompe. Collassa, può essere, però ricordiamoci sempre siccome stiamo parlando di condizioni di carico da contingenza siamo al di là di questo collasso, noi lo mettiamo come limite ultimo con i carichi di robustezza, e allora neanche la rottura che diceva il vostro collega, non va bene. certo che no se la struttura, se la struttura funziona bene, che limite dobbiamo raggiungere e non superare in quella singola sezione al massimo ? Al massimo il limite elastico. Vale a dire in termini di sforzo, cosa ? La possibile surlimitazione che è quella delle deformazioni. Le deformazioni pur essendo elastiche devono essere virtualmente più piccole di quelle al limite elastico. Per far si che nella deformazione totale le prestazioni della mia macchina nel complesso vengano mantenute. Ora riprendiamo il discorso: Siccome c' è un legame tra sforzo e deformazione nei materiali che possiamo utilizzare. Noi poniamo quello che è una limitazione sulla deformazione riportarla a una deformazione sugli sforzi, cioè effettivamente se le deformazioni richieste e da non superare , ammettono uno sforzo inferiore a quello di snervamento. E' chiaro ? Io posso prendere come sforzo massimo quello che mi da la limitazione più bassa cioè quella sulle deformazioni. Come i materiali che possiamo mettere a disposizione all' interno delle singole sezioni possono rispondere alle diverse sollecitazioni ? Questo ci da la possibilità di dislocare l' area resistente a tale reazione assiale, nella maniera che reputiamo più efficiente ,cioè minor area, quindi minor peso a parità di materiale utilizzato , parità di resistenza e a parità di

rigidezza del complesso ; che è quella che vogliamo ottenere. Con questo potevamo dislocare in prima istanza l' asse, scegliere quindi le sezioni normali. Allora faccia subito una riflessione che costituisce un passaggio della nostra strada che seguiremo che per lo meno ci da luna sicurezza di arrivare alla fine, per il dimensionamento della struttura stessa. In effetti seguendo questo procedimento quando noi dovessimo e dovremmo provvedere al dimensionamento, al disegno, strutturale di una semiala. In effetti casa andremo a dimensionare per quanto avevamo detto ? Sezioni delle aree si, già detto ; non dobbiamo distaccarci dalla realtà fisica, dalla realtà modellata sul modello fisico. Cosa bisogna dimensionare ? Dovendo dimensionare il materiale, la semi-ala che abbiamo simulato, perché siano possibili le ipotesi che sono la base della teoria della trave per far che non si discostino notevolmente dalla realtà fisica, quindi possiamo usare questo modello, semi-ala ridotto ad una trave cioè come è fatta una trave per noi : dal suo asse e da delle sezioni normali al asse. Come abbiamo l' asse abbiamo le sezioni che sono destre normate. Dobbiamo dimensionare le sezioni, cosa vuol dire dimensionare le sezioni: dobbiamo sezione per sezione indipendentemente dalle sollecitazioni che ci troviamo nelle singole sezioni, dimensionare le stesse, cioè dislocare il materiale opportunamente. Il materiale che sia in grado di sopportare le sollecitazioni normali, e azioni tangenziali, il materiale che sia in grado di mettere in gioco una distribuzione di sforzi assiali e una distribuzione di sforzi tangenziali. Sforzi assiali atti a reagire, in termini di reazione, all' azione assiale diretta e al momento flettente, azione, diciamo meglio, distribuzione di sforzi tangenziali atti a reagire, nella loro distribuzione moltiplicandoli per le singole aree su cui agiscono: al azione diretta del taglio e all' azione del momento torcente. Dobbiamo dimensionare le diverse sezioni, quanto al limite?, dovremo dimensionare un numero infinito, non faremo così, ne dimensioniamo un certo numero lungo l' apertura e poi, raccorderemo i risultati che otteniamo su ogni singolo sezione per arrivare da cima a fondo della nostra semiala. Cosa succederà immancabilmente facendo questo? Come raccordiamo i singoli valori delle sezioni quelle poche o tante sezioni che abbiamo provveduto o dimensionare. Per esempio possiamo raccordare in modo lineare. Allora facciamo subito una riflessione: le diverse sezioni a partire dal estremità della semiala ad arrivare al incastro, (semiala o sbalzo) le sollecitazioni a partire dal estremità andando al incastro come saranno genericamente. Prendiamocela per esempio col taglio, sarà crescente, in che modo ? be dipende dalla distribuzione del carico stesso. Quando la distribuzione del carico stesso partendo dal estremità sarà

lineare? Quando la distribuzione sull' asse è costante. Il che, ci fa venire come già sappiamo che in effetti possiamo sfruttare tranquillamente quel il passaggio logico che già conisciamo. Che il taglio non è altri in termini di funzione con l' asse; la funzione taglio non è altro che l' integrale della funzione distribuzione carico lungo lo stesso asse, mentre prendendo il momento flettente, va da se , la funzione del momento flettente e l'integrale della funzione taglio lungo l' asse. Viste queste due funzioni, se prendiamo le altre sono dello stesso tipo. Questo ci porta a dire che cosa che le singole sezioni essendo sollecitate in maniera diversa nella fattispecie in maniera minore all' estremità e maggiorare di volta in volta che andiamo verso la radice dell' ala ad incastro e le dimensioni dei vari elementi che metteremo li dentro sono più piccoli alle estremità e vanno aumentando verso l' incastro, è necessario questo o no ? Chiaro che la dislocazione del materiale e le entità dello stesso deve essere tale da equilibrare sezione per sezione le sollecitazioni . Detto questo siccome le sollecitazioni crescono bisogna che le reazioni siano anche loro crescenti questo coinvolge il fatto che i diversi elementi siano più grandi in un caso o nell' altro. O no? Devono avere a parità di materiale più quantità di materiale ; perché più quantità di materiale corrisponde presubilmente più quantità di sforzi che moltiplicati per le aree su cui agiscono ci danno una sollecitazione maggiore. Notate facciamo un ragionamento molto semplice addirittura semplicistico è quindi più essere vero può non essere vero proviamo a commentarlo, discutiamolo un attimo ! qual' è il problema ? Siccome dobbiamo fare delle operazione di dimensionamento, che per noi vuol dire dislocare il materiale, soprattutto mettere quantità corrette. Quali sono le funzioni obbiettivo che ci poniamo ? La struttura che mettiamo in gioco deve essere la più leggera mantenendo una certa resistenza e rigidezza cioè la struttura deve essere la più efficiente possibile in questa luce. Quali sono i limiti che dobbiamo osservare ? abbiamo detto: deve essere a parità di resistenza e rigidezza, che vuol dire cosa? A parità di resistenza e rigidezza devono essere tutte e due contemporanee per ottenere la massima efficienza devo saper mettere la minor quantità di materiale, ammesso di metterlo bene, staremo ai limiti degli sforzi consentiti. Il materiale che noi mettiamo all' interno delle nostre sezioni deve essere sfruttato al massimo, sfruttato in che senso ? Nel senso che se lui è in grado di sopportare per sua natura per sua caratteristica uno sforzo al limite elastico di un tot Kg/mm^2, di tot N/m^2, quello che si sia. Noi cercheremo di metterlo al massimo, in modo tale che effettivamente quando io carico la mia sezione, il materiale in eccesso parti quella sforza lì.

Se ne sopporta la metà? Avrei potuto metterne la metà. Chiaramente se questo e compatibile con le deformazioni ! Se non è compatibile con le deformazioni, cioè si resiste ma si deforma troppo bene, vuol dire che io diminuirò il livello di sforzi a cui far lavorare il materiale. per conseguire la capacità di avere deformazioni minori. Notate, fino che il materiale, entro il campo elastico, ha comportamento lineare, le due cose si comportano linearmente, cioè c'è corrispondenza lineare tra sforzo e deformazione, potrei avere un materiale che ho un comportamento non lineare pur essendo all' interno di un campo elastico. E va bé prenderò le mie debite misure per tener conto dell' uno o dell' alta casa. In effetti quindi, quando io dovro andare a fare quei conti delle aree, come qualcuno di voi giustamente suggeriva ieri, parità di sollecitazione assiale farò si che la mia area al limite elastico, e al solito centra con la contingenza, il limite superiore è che l' area diventi uguale, nella sopportazione dell' azione assiale, al valore dell' azione assiale divisa la sigma di snervamento. Questo è puramente come controllo della resistenza, allora facciamo una cosa, siccome e possibile indagare volta per volta, caso per caso, invece di metterci la sigma di snervamento che è il limite ultimo, immettiamo li e adoperiamo la dizione che : l' area che è necessaria, che va bene, sarà data dalla sollecitazione assiale divisa per uno sforzo ammissibile, noi ammettiamo e facciamo si che, per la distribuzione delle aree, lo sforzo massimo assiale dovuto a quella sollecitazione, sia uno sforzo che noi ammettiamo chiamato ammissibile. Che funzione ha questo sforzo ammissibile? Il limite massimo è sempre lo sforzo di snervamento però potrebbe essere inferiore di tanto di poco dipendente dalle esigenze di deformabilità del tutto. Che vuol dire dalle esigenze di rigidezza della sezione stessa. Chiaramente. E chiaro che questo valore di ammissibilità dello sforzo siccome non è dipendente solamente dalla resistenza e quindi genericamente potrebbe non essere lo sforzo di snervamento, ma una inferiore ; siccome la limitazione è sulla rigidezza, sulla deformabilità detta la cosa in senso contrario. Una delle caratteristiche importanti del materiale quale sarà? Siamo in campo elastico e la caratteristica importante è il modulo elastico del materiale, va da sé ! E' altresì chiaro che ragionando semplicisticamente in questo modo saremo portati a prendere il materiale che ha il modulo elastico più elevato possibile, compatibile con gli sforzi, ma sappiamo che vanno più o meno di pari passo, invece se andiamo a vedere questo non succede perché c'è l' altro parametro del materiale che fa terna con questi due ? La densità del materiale, siccome l' altro impegno, l' altra funzione obiettivo che abbiamo davanti agli occhi è il peso globale della soluzione

dobbiamo tenere in conto anche la densità del materiale o speso specifico. E allora noi prendiamo quella che avevamo detto all' inizio, che per l' ennesima volta vi sprono ad andare a rivedere per averlo presente , abbiamo nei materiali selezionati per essere utilizzati nelle costruzioni aereonautiche una importante relazione. Quale relazione ! tale che mi da la possibilità a parte altre esigenze particolari di disegnare un aereoplano costruito con materiali diversi fra loro a parità di resistenza, a parità di rigidezza, a parità di peso. Cioè la soluzione non è univoca, perché? qual' è quella relazione di cui stiano parlando? e sussiste tra le caratteristiche dei materiali ? Quelli selezionati ! e per materiali selezionati quali intravediamo? Inutile star li e dire chi sa quali sono, mettiamoli in conto ! Quali sono ? Legno, Leghe Magnesio, Leghe d' Alluminio (Avional, Ergal), Leghe Titanio, Acciaio (I compositi li vediamo dopo) Qual' è la particolarità delle loro caratteristiche che fa si che, a parte specifici problemi, può esserci lo stesso aereoplano fatto con uno o con l' altro dei materiali selezionati? L' indice di Merito. Cos' è ? E' comune per tutti i materiali. E poi ? E' un rapporto tra una cosa e l' altra ! Cioè tra cosa ? Se noi prendiamo il modulo elastico di questi materiali possiamo citarlo in Kg/mm^2 mentre la densità in Kg/dm^3. Riassumiamo il tutto in tabella 15.1.

MODULO ELASTICO E	Kg/mm^2
Legno da costruzione selezionato con fibre parallele	1000 -1200
Lega Magnesio	4500
Lega Alluminio	7000 - 7100
Lega Titanio	10500 - 11000
Acciaio	21000
DENSITÁ - PESO SPECIFICO	Kg/dm^3
Legno	0,65 - 0,80
Lega Magnesio	1,70
Lega Alluminio	2,50 - 2,70
Lega Titanio	4,50 - 4,60
Acciaio	7,80

Tabella 15.1: Modulo Elastico e Densità dei materiali selezionati

Se andiamo a fare il rapporto tra i moduli elastici e il proprio peso specifico cosa viene fuori : nasce un valore comune, praticamente uguale per tutti questi

materiali ; Maggiore il modulo elastico, maggiore il peso specifico, però nella stessa identica proporzione, tale che se effettivamente io fabbrico un elemento in legno con le limitazioni di deformazione mi verrà a pesare un tot, se lo fabbrico in acciaio viene a pesare ancora uguale. Quale sarà la differenza fra i due ? Lo spessore, diciamo in generale la quantità di materiale. E in che rapporto sarà il volume? Nel rapporto dei pesi specifici. Lo stesso dicasi per gli altri materiali in questo senso sono stati selezionati, selezionati nel senso che sono equivalenti. La particolarità ulteriore è che, non solo per quanto riguarda in generale con qualche spostamento di più per quanto riguarda la rigidezza, ma anche per quanto riguardala resistenza di questi diversi materiali il rapportato al peso specifico grossomodo abbiamo lo stesso numero ancora per tutti quanti e quindi anche sulla resistenza il comportamento è quasi lo stesso. Ora visto che avete così grande interesse e passione proviamo a vedere quelli che sono i materiali compositi, perché vengono studiati e si spende gran tanto in ricerche, forza provate a dirmelo ? Aumentare questo rapporto ! In effetti viene aumentato, ma di quante volte ? Se prendiamo del composito in fibra di carbonio, per andare verso il massimo, con resina iposillica sollecitato nella direzione delle fibre il modulo elastico di che ordine è ? Chiaro che dipende dal numero di fibre rapportato al volume totale, cioè alla quantità di resina matricica che adoperiamo, ma prendendo un valore medio 60% (fibre) e 40%(resina). Il modulo elastico plausibile quanto può essere ? E' del ordine del modulo elastico dell' acciaio, da 20000 in su. E il peso specifico ? E' dell' ordine delle leghe di Magnesio cioè 1,3 / 1,7 . Il rapporto quindi aumenta notevolmente. Cosa vuol dire ? Vuol dire che noi possiamo, da questo punto di vista, ottenere un pezzo con lo stesso identica rigidezza di uno fatto in acciaio piuttosto che in leghe leggere con il peso notevolmente inferiore, tante volte. Ora perché non si fa tutto in materiale composito ? Perché c'è qualche problemino ! Dal punto di vista concettuale delle singole caratteristiche, e non dei singoli pezzi, ma dei singoli elementi di materiali, il vantaggio c'è, e come. Il tentativo è proprio di arrivare ad avere questi rapporti, ma utilizzabili in maniera pratica, cosa che non ancora oggi come oggi, se non per ristretti pezzi, può utilizzato. Specialmente per quanto riguarda il mantenimento delle caratteristiche nel tempo ,se soggettati all' ambiente esterno ci sono vari problemi. Torniamo ai materiali convenzionali che, essendo ben conosciuti ci danno la possibilità di un utilizzo più completo. Quale possono essere i motivi che ci spingono ad usare un materiale piuttosto che un altro,visto che da questo punto di vista sono equivalenti ? Quale può essere il motivo ? Non ditemi il

vantaggio economico, perché l' acciaio li batterebbe tutti. Tecnologico ! E' un dei motivi certo. Tecnologico in che senso ? La produzione ! Per quanto riguardo lo spessore ! Dal punto di vista della produzione cioè se faccio i conti bene, utilizzando l' acciaio mi escono degli spessori così sottili che non riesco a produrlo, attenti che però vengono prodotti dei lamierini d' acciaio per fare i trasformatori, che sono dell' ordine di pochi centesimi di millimetro. Quello invece che può essere significativo è il fatto di aggiunzione se vado a mettere un chiodo con quello spessore è difficile che tenga. L' acciaio sappiamo benissimo che può essere saldato, saldato con dei criteri, quindi probabilmente questo problema non c' è ! Può collassare sotto il proprio peso ! Siccome il peso è uguale a quelle delle leghe leggere o del legno. Se collassa uno collassa anche l' altra, non è vero! Qual' è il problema se scendo con lo spessore ? L' instabilità per compressione e per taglio. Il problema è l' instabilità, fra l'altro i carichi di instabilità (=gli sforzi) come funzionano sui pannelli ? Ci sono diversi parametri che giocano ma uno dei parametri è lo spessore stesso, che non è lineare ,ma è quadratico. Quindi vale molto. Ecco una possibilità, l' altra dal punto di vista tecnologico, perchè gli aereoplani ancora oggi la loro maggior parte strutturale sono fatti in lega leggera d' alluminio e non d' acciaio ? Certo per problemi ecnologici, ma quali ? Di lavorabilità, sapete bene, proprio perchè gli sforzi al limite dello snervamento sono più bassi, perché se devo deformare, devo stampare, impiego meno energia.

SILENZIO (per gli Italiani morti in Irak)

Per esempio per continuare, una lega di titanio quando la impiegheremo? quando ci sono alte temperatura, in che ordine ? C' è una caratteristica dei materiali che viene chiamato Temperature di Funzionamento , che significato ha ? Ogni materiale ha la sua, a parte, il legno che fa capire quando non funzione più, pardon, razionalmente è la stessa. Cioè è una temperatura al di sotto della quale, entro la quale, il comportamento, le caratteristiche del materiale vengono praticamente mantenute costanti rispetto a quelle che a temperatura ordinaria $18 - 20°C$, al di sopra della quale si crea un ginocchio, una variazione brusca, non continua di quelle caratteristiche a diminuire, diminuire lo sforzo di snervamento, lo sforzo di rottura e addirittura il modulo elastico. Tant' è che quando noi parliamo di lavorazioni a caldo intendiamo che prendiamo il nostro materiale e lo portiamo oltre la Temperatura di funzionamento proprio per far decadere le sue capacità di resistenza ovvero sì per aumentare le sue capacità di deformazione. Questa temperatura di che ordine è ?

$500 - 550°C$ tant' è dove viene utilizzato e in certi casi costituisce il limite! No, nelle palette si arriva a $2000°C$ Dove c' è una temperatura intorno ai $400 - 450°C$? Sul bordo d' attacco delle ali e degli impennaggi di veivoli supersonici ,può essere! Ma più che altro si usa sugli ugelli di scarico dei motori. Dove la temperatura va oltre i $700 - 800°C$ cosa usiamo ? Gli acciai. Che tipo di acciai ? Se li sottopongo ad alte temperature cosa succede ? Si ossida cioè quando tornano a temperatura ambiente sono arrugginiti, perché col calore vengono attaccati dall' ossigeno ! Perciò si usano acciai inossidabili. Le ceramiche si usano se si arriva intorno a $2000°C$ Ora siamo sulla nostra semi-ala e abbiamo diverse sezioni che abbiamo dimensionati e le abbiamo dimensione più o meno, senza addentrarci in particolari, seguendo grossomodo quei criteri di ottimizzazione che ci eravamo proposti nella scienza prima ipotetica dell' asse della trave. E facciamo una semplice riflessione. Guardiamo all' azione assiale ! Dice : non c' è quasi mai va bene! Ci mettiamo nella condizione di carico da manovra bi-alettone che gira e quindi c' è! Quella forza assiale li, noi portiamo nella nostra visione dall' estremità e andiamo avanti nelle diverse sezioni abbiamo visto che grosso modo si accumula e dove troverà il suo equilibrio ? visto ieri sempre sull' ala d' attacco ! Che cosa è pensabile di utilizzare per poter trasmettere questo carico che va incrementandosi al variare, diciamo meglio, muovendosi sull'asse stesso! Cosa vi viene in mente di poter utilizzare, e non seguite le cose che avete imparato, ma prendetelo proprio con una logica più normale, cosa sarà più opportuno? Diciamo che questa forza venga causata da una velocità angolare e quindi sia uno sforzo assiale di che tipo? Centrifuga. Che verso? Verso l'esterno. Quindi sezione per sezione che tipo di sollecitazione è? Assiale di trazione! Cosa intravedereste come elemento, il più idoneo, per trasmettere questa forza che va incrementandosi comunque che inizia all'estremità e va fino in fondo all'ala. Quel elemento che conosciamo, tipico? Un filo, un cavo. Certamente sì, ma il filo non ci interessa molto, ma più di una sua caratteristica! Che caratteristica deve avere questo elemento che abbiamo visualizzato con un filo, un cavo, una corda? E' continuo! Dopo ci saranno altri problemi, finché c'è trazione va bene, ma se c'è compressione, cosa plausibilissima, non va bene! E allora? Invece che un filo prenderò un elemento fatto come un filo, cioè continuo, mi serve quella caratteristica, ma in più che reagisca alla compressione. Tutto ciò che cosa mi fa dire: va beh io un filo così lungo non ce l'ho, abbiamo capito che si possono fare dei nodi, si possono giuntare per quel elemento lì che poi è rigido anche a compressione. Ci fa venire in mente che effettivamente dovrò usare, ricordate, per

quanto abbiamo detto per l'azione assiale, vale pari pari anche per l'azione flettente, che non provoca altro che delle azioni assiali sulle nostre sezioni. Quindi viene fuori subito la soluzione per quanto riguarda una generazione di distribuzioni di sforzi assiali che sarà data da degli elementi lunghi che vanno da cima a fondo della nostra ala. In maniera analoga possiamo ragionare per quanto riguarda i fabbricatori di sforzi tangenziali, abbiamo detto più lunghi sono, meglio è, e ancora un altra volta questi non devono interrompersi nella direzione di taglio, perché se no non c'è nessuno che trasmetta fin là in cima. Per quanto riguarda la torsione lo stesso, allora se abbiamo un tubo e, a un certo momento, questo tubo si interrompe tutta la nostra ala si mette a girare come una trottola, e non tiene più. Vedete che solo ragionando in maniera semplice si riesce a determinare quello che può essere dal punto di vista qualitativo una opportuna dislocazione dei materiali, che fanno parte a questo punto di elementi fisici come si chiamano di semi-lavorati costituiti da quei materiali che nella nostra scelta per una ragione o per l'altra possiamo aver adoperato. Ragioniamo ulteriormente, siamo sempre sulla semi-ala. La nostra macchina, l'areoplano, che è costituito fra l'altro dalle semi-ali e fatto per operare dei trasporti di qualsiasi cosa: persone, cose, etc. Quindi questo trasporto per ragioni di tipo aerodinamico deve essere fatto, collocato all'interno della superficie ottimizzata per quella ragione, cioè aerodinamicamente. E quindi tutto lo spazio disponibile interno, chiamiamolo così, deve essere messo a disposizione del trasporto stesso. Trasporto attivo o passivo, intendendo con questo il carico pagante, il carico utile in generale, quindi il combustibile, impianti e via di seguito. Ora prendiamocela con le semi-ali, in generale hanno un volume interno che è poco sfruttabile per metterci dentro merci o che altro, perché le dimensioni tipicamente normali sono piccole, piccole rispetto alle dimensioni generali. Ben si adatta per essere riempito tutto, o in parte, da materiali che accettano la forma che gli si dà, e fisicamente dei liquidi. In questo senso appena si può mettiamo il combustibile all'interno delle ali. Avendo un ulteriore vantaggio, quale può essere il vantaggio sommo, che ci porta a mettere il combustibile all'interno delle ali invece che all'interno della fusoliera? Perché nelle ali? Qual è il motivo? Chiaro se lo ho messo lì la fusoliera può essere più piccola. No c'è dell'altro. Per la distribuzione delle masse, in che senso, il carburante si consuma durante il funzionamento. Durante il funzionamento questo consumo cosa fa? Partiamo dall'inizio. Le ali , per ovvie ragioni di centramento generico, che vuol dire posizionamento della risultante della portanza, chiaro che, assetto per assetto, cambierà, ma insomma

sappiamo anche misurare e valutare le funzioni possibili. L'ala è posta in posizione baricentrica, cioè nell'intorno del baricentro di tutto il complesso. Proprio per quella ragione lì: perché le due forze, aerodinamica di portanza e di massa, vanno centrate nel baricentro. E' chiaro che la massa del combustibile, specialmente per aeroplani, per tutti ormai oggi come oggi, ma soprattutto per quelli che fanno una lunga tratta, costituisce una parte ragguardevole della massa totale. Se non fosse messo lui in posizione baricentrica e il suo consumo non avvenisse in maniera baricentrica, tale da non influenzare se non in minima parte lo spostamento del baricentro, non riusciremmo a centrare il vincolo stesso. In certi casi negli aeroplani di un po' di tempo fa partivano per tratte lunghe con i serbatoi pieni di combustibile e con metà passeggeri e, mano a mano che consumano il combustibile, i passeggeri si dovevano spostare, per ridistribuire i carichi. Chiaramente quando il combustibile non veniva messa all'interno di ali, perché erano rivestite di tela, piene di fili e traversi. Un miglioramento notevole, sapete quello che è stato: invece che usare l'impennaggio orizzontale, costituito dallo stabilizzatore e dall'equilibratore, è stato sostituito da un impennaggio tutto mobile per recuperare aerodinamicamente lo spostamento del baricentro in termini di spostamento rafforzato, con spostamenti grandi molto pericolosi. Se per qualche errore non funzionava l'impennaggio succedeva un disastro. Uno dei problemi questo del combustibile è stato risolto bene è stato un buon accadimento casuale, oggi come oggi, costituisce in generale uno dei più grossi problemi dal punto di vista della sicurezza in caso di atterraggi di emergenza. Perché? Perché la questione è questa: per diminuire il peso di tutto quanto il sistema. La struttura viene utilizzata oltre che per fare il proprio dovere strutturale anche per contenere e quindi sopportare ulteriori carichi, cioè il serbatoio è, come si dice, integrale. Non ci sono serbatoi veri e propri avulsi dalla struttura. C' è solo una sigillatura dalla struttura stessa e basta. Allora in caso di atterraggio d' emergenza ; poiché queste due fazioni, che sono le semi-ali sono piuttosto lontane dalla fusoliera e nelle loro estremità si rompono e fanno uscire il combustibile, il combustibile prende fuoco e tutto finisce. Questo è uno dei problemi grossi, uno delle sfide che ci sono oggi come oggi, per la sicurezza, per l' incremento della sicurezza in caso di incidente, che può andare dal semplice atterraggio fuori campo o fuori pista a quelli più gravi.

Capitolo 16

19-11-03

Vediamo ancora come possiamo procedere per fare un dimensionamento della macchina nelle sue diverse parti. Siamo riusciti a determinare i carichi sulla struttura nelle diverse condizioni di carico, cioè nelle diverse situazioni, con la macchina in una ben precisa configurazione aerodinamica, di massa, condizioni dovute alle manovre e alle raffiche. Abbiamo visto come possiamo procedere per andare a vedere gli effetti delle forze, che come abbiamo detto, creano delle sollecitazioni. Abbiamo preso come elemento genericamente strutturale un elemento ben preciso: la trave. Abbiamo considerato una semiala e l'abbiamo identificata col modello di trave: in funzione di una delle caratteristiche del modello, l'asse, cioè lungo l'asse stesso (ovvero per ogni singola sezione perpendicolare ad esso), siamo andati a valutare gli effetti delle forze applicate all'elemento nel suo complesso. Adesso facciamo un ulteriore passo e prendiamo ancora la vista di tutto quanto l'aeroplano: diciamo un velivolo convenzionale, con ala ad allungamento significativo, e cerchiamo di vedere come possiamo, dal punto di vista strutturale, vedere tutta la nostra macchina, nella maniera più sintetica possibile, ma tale da poter poi procedere al dimensionamento della struttura in ogni singola parte. Cerchiamo la possibilità più semplice che abbiamo, quella in cui siamo più esperti, e che ci può dare in prima approssimazione (cioè nella prima sgrossatura del progetto strutturale) le migliori e le più veloci soddisfazioni. Possiamo considerare l'ala (nelle due semiali o nella sua interezza) come una trave, ma possiamo considerare trave anche la fusoliera. Cerchiamo di scomporre l'aeroplano in un insieme di travi: la fusoliera è una trave incastrata alle due semiali, gli impennaggi sono travi anch'esse incastrate nella fusoliera. I singoli alettoni possono

essere visti ognuno come una trave vincolata nella maniera corretta all'ala. L'equilibratore, unico o in due pezzi, vincolati allo stabilizzatore, il timone vincolato alla deriva. Quindi effettivamente, per quanto riguarda i pezzi citati, e anche altri, le ipotesi sulla trave sono rispettate non meno di quanto lo siano per l'ala. Quindi il primo passo è di scindere il complesso della macchina (per la visione strutturale), in un insieme di travi vincolate le une alle altre. C'è un problema che dobbiamo prendere in considerazione. Quando trattiamo genericamente una trave, se la riteniamo vincolata, reputiamo che i vincoli siano quelli (da cui il nome di "terra") che siano in grado di reagire, qualsiasi forza venga richiesta. In generale riteniamo i vincoli in grado di fornire questa forza senza deformazione, ovverosia abbiamo il concetto di vincolo di tipo rigido (cioè forza qualsiasi con deformazione nulla). Andiamo a vedere l'alettone. Nella realtà, l'alettone è vincolato all'ala. L'ala, di per se stessa, ha una sua rigidezza; l'alettone ne ha un'altra. Le sollecitazioni che verranno provocate sull'alettone dai carichi, andranno a generare delle reazioni sull'ala, la quale per se stessa - caricata con delle forze che provengono dall'alettone - si deformerà. Quindi la distribuzione delle reazioni stesse non sarà assoggettata nella realtà al puro equilibrio, ma risponderà al fatto che l'appoggio subisce determinati comportamenti. Sappiamo calcolare le reazioni nel caso che conosciamo la rigidezza dei diversi elementi a contatto, o meglio, vincolati gli uni agli altri. Nella fase di dimensionamento, che è la prima che dobbiamo produrre, queste rigidezze sono l'oggetto della nostra ricerca, non sono conosciute. Quindi noi, in generale, non conosciamo il valore dato dalle reazioni. Se non conosciamo questo valore è chiaro che non possiamo fare i conti giusti. Un'altra volta, si presenta il problema di conoscere la soluzione prima di aver risolto il problema. Quindi ci rendiamo conto che questo è un problema di successive approssimazioni: dovremo porre una soluzione, o accostarci in una maniera imprecisa a una soluzione, e ricavare la stessa, con dei procedimenti di calcolo con modelli diversi, ed in particolare più precisi. Si parla allora di prima approssimazione, seconda, e così via: non si ripetono gli stessi calcoli più volte, ma una volta avuta una prima soluzione, procediamo alla verifica della stessa, e al suo eventuale miglioramento, adoperando dei metodi più raffinati, che è opportuno utilizzare quando le nostre conoscenze sull'argomento (cioè sui diversi elementi in gioco) sono più precise. Questo procedimento richiede tempo, da cui l'ulteriore necessità di avere dei metodi molto semplici (addirittura semplificati) per poter arrivare alla prima soluzione attendibile, che sia sensata, che si avvicini il

meglio possibile a quella che potrà essere la soluzione finale. Questo significa usare dei metodi di prima approssimazione, cioè semplificati. La seconda semplificazione che possiamo fare sull'argomento è molto semplice: se un pezzo vincolato ad un altro è, per sua natura, più rigido dell'altro (perché il disegno ci porta a far si che possa esserlo), potremo dire che tutta la flessibilità, o meglio tutta la deformabilità, nel suo complesso sia affidata a quello meno rigido. E' come se, in prima istanza, considerassimo che l'elemento che è più rigido (a maggior ragione se pensiamo che possa essere più rigido di qualche volta), sia considerato rigido rispetto all'altro. Si può quindi dare tutta la deformabilità solo all'elemento meno rigido, anche se sappiamo perfettamente che ciò non è vero. Ciò lo verificheremo il meglio possibile in seconda, terza, quarta approssimazione. Possiamo esercitarci a scomporre l'aeroplano nelle diverse parti che ci tornano comode. Dobbiamo trovare parti che siano tra di loro omogenee, poi il compito più importante sarà quello di vedere al meglio possibile, che cosa una parte struttura che abbiamo staccato faceva sull'altra, e viceversa, reciprocamente, cioè andare a determinare quali siano le reazioni vincolari. Notiamo che questa dizione (reazioni vincolari) evidenzia il fatto che nello staccare un pezzo dall'altro, non teniamo conto delle mutue deformazioni: nello staccare l'ala dalla fusoliera, facciamo conto che questa sia rigida: ciò non è vero, è un'approssimazione, ma cerchiamo di essere coerenti al massimo possibile, nell'introdurre queste approssimazioni. Prendiamo ora in considerazione un aeroplano in cui l'ala non è più costituita fisicamente da due semiali, ma è un pezzo unico. E' chiaro che corrisponde ad una certa architettura del velivolo, tipicamente ad ala alta piuttosto che ad ala bassa, in generale è un velivolo con ala cosiddetta "passante". Passante vuol dire che, perlomeno nei suoi elementi strutturali principali, è continua, e quindi il complesso ala risulta vincolato alla fusoliera in un modo che può essere diverso da quello che abbiamo escogitato per la semiala. Simuliamo questa ala come una trave, montata trasversalmente ad un'altra trave, che rappresenta la fusoliera. In questo momento trascuriamo gli impennaggi posteriori. Come può essere vincolata questa nostra ala alla fusoliera? Vogliamo commentare (e criticare) le soluzioni che si possono adottare. Che tipo e che numero di vincoli dovremo mettere in gioco? Si può pensare di mettere un gran numero di vincoli. Anche in questo caso, se i vincoli sono posizionati male, possono non essere sufficienti. Abbiamo sempre il principio di proporci, e cercare di ottenere, la soluzione (la più semplice) che porta al minor peso complessivo. Questo in generale vuol dire che dobbiamo utilizzare meno vincoli.

Dopo che abbiamo il minimo, possiamo vedere se ci sono delle altre evidenze che ci portano a survincolare. In generale, quindi, il minor numero di vincoli possibile è quello che ci porta alla soluzione isostatica. Peraltro, se la condizione di vincolo è isostatica, il fatto che le rigidezze siano diverse come dicevamo precedentemente, ci porta solamente ad avere degli spostamenti globali diversi dalla realtà, nel senso che i valori delle reazioni saranno frutto esclusivamente dell'equilibrio. Cioè saranno calcolabili esclusivamente con considerazioni di equilibrio, cosa che invece non succederà se la soluzione, per qualche ragione, sarà iperstatica, per cui dovremo effettivamente ipotizzare delle rigidezze. Torniamo al problema dell'ala vincolata alla fusoliera. Come facciamo per determinare la soluzione, e in particolare la più semplice, quella con meno elementi? E' chiaro che la soluzione non è unica. Possiamo adottare, ad esempio, un incastro in mezzeria. Conviene che sia in questo punto perché, ancora, reputiamo che il nostro mezzo abbia un piano di simmetria che divide in due parti la fusoliera e l'ala, perfettamente simmetriche. Vediamo in maniera pratica se questo vincolo di incastro funziona. Bisogna andare a vedere se le reazioni prodotte dall'incastro sono in grado di equilibrare le sollecitazioni nell'ala dovute ai carichi esterni. Tutti quei carichi che ci sono sull'ala, che sono distribuiti in una certa maniera (dipendentemente dalla forma in pianta dell'ala, dal profilo, dall'assetto, dalla distribuzione delle masse) vengono riportati nella zona di vincolo tramite le sollecitazioni. L'ala, come tale, in questo momento, è come se non ci fosse. Ora dobbiamo vedere solamente le sollecitazioni che arrivano fin laddove abbiamo provveduto a mettere il vincolo, cioè quell'aggeggio che si prende le sollecitazioni di una parte e le passa all'altra (in questo caso, dall'ala alla fusoliera). Quindi le cose funzionano se quel tipo di vincolo è in grado di prelevare le sollecitazioni che arrivano nella zona di vincolo e di trasferirle. Consideriamo una condizione di richiamata a massimo n, ad una determinata quota, e ad una determinata velocità (e quindi assetto). Che sollecitazioni arrivano nella sezione di mezzeria da una semiala? Consideriamo i carichi normali al piano medio delle corde: avremo un taglio, che arriva dalle due semiali alla sezione di mezzeria, uguale da una parte e dall'altra, perché siamo in una condizione di carico simmetrica. Notiamo che i due tagli che arrivano in mezzeria hanno uguale modulo e verso. Consideriamo ora l'azione assiale. Se la condizione di carico è simmetrica, in mezzeria le azioni assiali provenienti dalle due semiali si equilibrano, provocando delle deformazioni. La trave non ha bisogno di scaricare niente a terra, o da qualche altra parte, indipendentemente

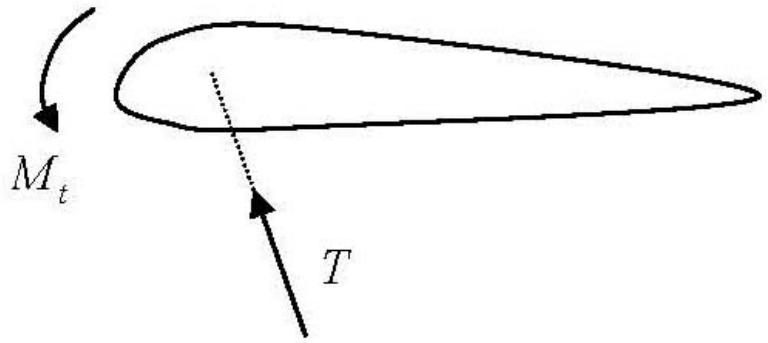

Figura 16.1: Sezione con momento torcente e taglio

dal verso dell'azione assiale. Non servono cioè dei vincoli. Vediamo cosa succede per il momento flettente. Anche in questo caso è la deformazione (flessione) della trave stessa a equilibrare questa sollecitazione: l'unica struttura interessata è quella della trave in questione, i vincoli non ne patiscono. E' chiaro che, se i vincoli che provvederemo saranno perfettamente rigidi, ed è uno solo, l'incastro, il vincolo non ne patisce in nessun modo, sia esso rigido o meno rigido: la soluzione è isostatica, quindi funziona. Il momento torcente deriva dal fatto che il taglio è in una posizione ben precisa come risultante. E' provocato dal trasporto del taglio in ogni singola sezione su un asse ben preciso. E' da notare che la risultante del taglio non sarà sempre nella stessa posizione, ma dipenderà dalle condizioni di carico. Quindi scegliamo un asse ben preciso su cui applichiamo il taglio, accompagnato dal relativo momento torcente. Quando, sezione per sezione, partendo dall'estremo libero dell'ala, arriviamo in mezzeria, abbiamo un taglio applicato in un punto preciso e un momento torcente (Figura 16.1).

Se si divide il momento torcente per il taglio, si ottiene una distanza, trasportando alla quale il taglio il momento si annulla:

$$d = \frac{M_t}{T} \tag{16.1}$$

La situazione perfettamente equivalente a quella calcolata è questa:

Queste due sollecitazioni, taglio e momento torcente, ci danno, in mezzeria, la somma delle due sollecitazioni su una semiala e sull'altra. Le altre due sollecitazioni, azione assiale e momento flettente, ci portano all'equilibrio per la simmetria. Questo

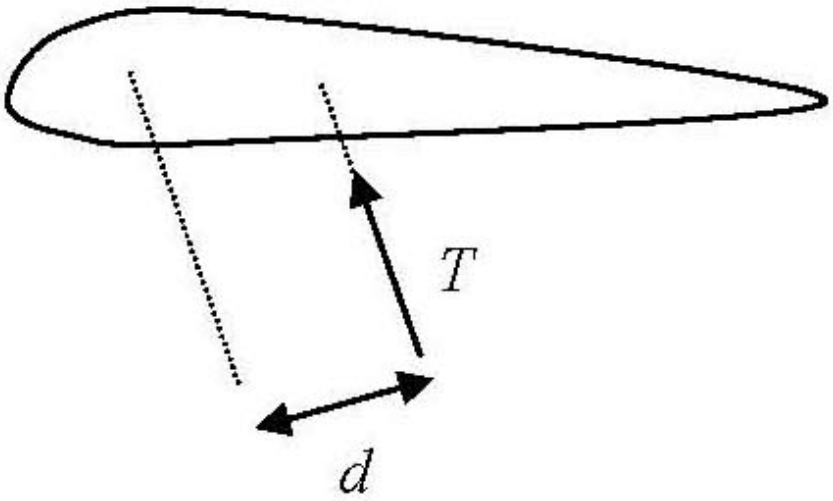

Figura 16.2: Sezione con puro taglio equivalente alla Figura 16.1

fatto doveva già essere noto: l'azione assiale e quella flessionale sono funzioni simmetriche (o pari), mentre il taglio e il momento torcente sono antisimmetriche (o dispari). Per cui, per queste ultime, andando in direzione opposta, hanno lo stesso segno. Non dobbiamo dimenticare la necessità di avere la possibilità di avere dei controlli diretti di quello che sta succedendo. Se il taglio si annulla in mezzeria, o la condizione di carico è antisimmetrica, oppure c'è un errore. Torniamo alla sezione di mezzeria: se la distanza è tale che il taglio si sposti, pur rimanendo all'interno dell'elemento, possiamo pensare di mettere un incastro. Addirittura, soffermandoci alla situazione di carico simmetrico, che vincolo sarebbe sufficiente? Un appoggio nella posizione del taglio. L'appoggio può essere semplice, per questo esclusivo caso di richiamata positiva. Se invertissimo i carichi, ma in condizione ancora simmetrica, ci sarebbe bisogno di un appoggio bilatero. Come si può realizzare un appoggio bilatero? E' opportuno capire e definire ciò che intendiamo con appoggio bilatero, ovverosia quali sono le sue funzioni. Il compito dei vincoli è quello di bloccare dei gradi di libertà. Da un elemento strutturale che ci serve per provvedere a delle reazioni (e quindi a delle forze) dobbiamo dare delle specifiche in termine di "bloccatore di movimenti": le due cose chiaramente sono insieme. Il vincolo di appoggio bilatero deve bloccare una traslazione in una direzione ben precisa: quella normale a quell'appoggio. Per quanto riguarda questa esclusiva condizione di carico, il tutto funzionerebbe. E' chiaro che noi dobbiamo provvedere questo vincolo per tutta la

panoramica delle condizioni di carico, da qui è un'altra volta chiaro che dobbiamo aver già fatto tutta la parte dell'analisi delle possibili condizioni di carico, e deve essere ben presente nel progetto. A che cosa ci porta l'analisi di tutte le altre condizioni di carico, oltre a questa? La condizione considerata prima teneva conto di un assetto ben preciso: eravamo in un punto sul diagramma n-v, al massimo n, e quindi ad un ben determinato assetto. Si consideri una manovra ancora ad n massimo (ci si muove su una retta parallela all'asse delle velocità), ma fatta ad una velocità diversa, e quindi a un assetto diverso. La condizione è ancora simmetrica; nella sezione immediatamente prima di quella di mezzeria, il momento flettente è uguale o diverso alla condizione precedente? Se questa manovra è fatta ad una velocità più grande di quella di prima, il momento flettente in questa sezione è più piccolo. Il momento flettente, in generale, diminuisce man mano che ci avviciniamo alla velocità massima, perché andiamo verso assetti bassi. Per contro, però, si incrementa il momento torcente. Da qui si capisce che, anche a parità di n e di quota, dovremo tenere conto di più condizioni, perché le sollecitazioni cambiano. Abbiamo considerato queste due manovre: succede che il vincolo imposto di appoggio non è più sufficiente: dobbiamo provvedere a far si che la struttura sia in grado di bloccare il movimento dell'ala nei riguardi della torsione (spostamento torsionale). Cosa possiamo provvedere per fare questo? Per rispondere alla domanda, pensiamo che vi possono essere tante manovre a n massimo, con assetti minori o maggiori. Il punto in cui avremmo applicato il taglio si sposta una volta indietro e una volta in avanti. Per fare in modo che non ci sia un movimento rotazionale alla torsione, va sempre bene l'incastro. In alternativa, si può mettere un secondo appoggio bilatero, purché non sia allineato con la direzione del vettore momento torcente. Questo secondo appoggio bilatero, nonostante possa essere messo in una posizione qualsiasi, è meglio che sia allineato col piano di azione del momento torcente. A questo punto, per quanto riguarda le condizioni di tipo simmetrico, sarebbe sufficiente questo. Prendiamo in considerazione, viceversa, le condizioni dissimmetriche: che cosa nasce, visto che il bilancio dei momenti flettenti e dell'azione assiale in mezzeria non è più uguale a zero? Dovrò bloccare, in generale, sia la rotazione attorno all'asse sul piano di mezzeria, sia lo spostamento normale al piano stesso. Ancora una volta l'incastro va bene. Cerchiamo però dei vincoli diversi. Dobbiamo anche tenere conto della possibilità di realizzazione di questi vincoli. Come può essere realizzato fisicamente l'appoggio bilatero di cui abbiamo parlato? Possiamo mettere una cerniera (Figura

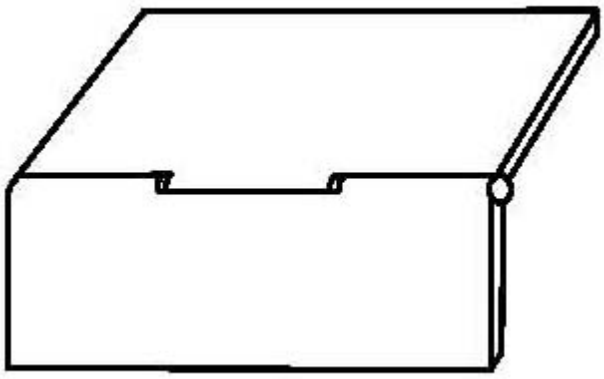

Figura 16.3: Cerniera piana

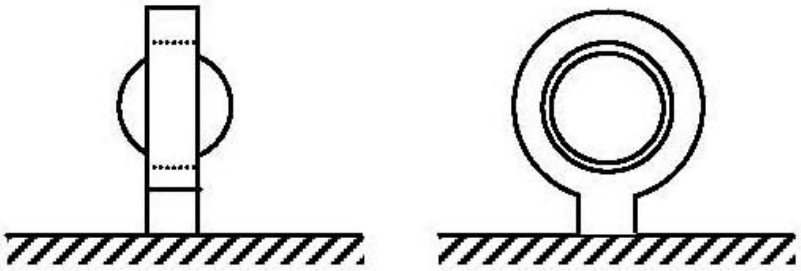

Figura 16.4: Cerniera sferica

16.3), anche se essa non è proprio un appoggio. Blocca la traslazione in una direzione ben precisa nei due versi. Essa lascia libera la rotazione intorno all'asse di cerniera, ma blocca anche le altre due rotazioni perpendicolari all'asse.

Ma quello che vogliamo realizzare è un solo un appoggio bilatero. Cosa si può fare per fare in modo di liberare tutte le traslazioni? Si può usare una cerniera sferica (Figura 16.4).

Ovviamente le rotazioni consentite non sono infinite. Inoltre, se i carichi non sono più in simmetria, questo vincolo non basta più: dobbiamo bloccare anche le rotazioni. Per sapere quante cerniere mettere, basta pensare che un aeroplano, quando è a terra, ha tre punti di appoggio col terreno. Metteremo allora 2 appoggi bilateri in direzione dell'asse trasversale, e uno rispetto all'asse longitudinale. Inoltre, uno di questi elementi deve essere in grado di sopportare la traslazione trasversale.

Capitolo 17

25-11-03

Se l'ala non fosse vincolata alla fusoliera, assoggettata alle forze che derivano da una ben precisa condizione di carico, subirebbe degli spostamenti (causati da un'accelerazione). In generale un corpo libero, non vincolato, assoggettato ad un qualsiasi sistema di forze, subisce sei spostamenti: tre traslazioni e tre rotazioni attorno ad un sistema di riferimento scelto. Ci conviene riferirci ai suoi assi principali d'inerzia, perché una forza allineata ad uno di questi assi causa un movimento nella direzione di quell'asse e un momento che agisce attorno ad uno di questi assi causa un movimento solamente attorno a quell'asse. Se non usassi come sistema di riferimento gli assi principali d'inerzia, dovrei tener conto anche dell'abbinamento, cioè se ho una forza rispetto ad un asse che non è principale d'inerzia, il corpo si muoverà rispetto a quell'asse, ma anche rispetto agli altri due. Quindi l'ala, lasciata libera, assoggettata ad un sistema di forze, si muoverebbe. Allora devo vincolare l'ala in maniera tale che i movimenti siano vietati; per noi la fusoliera è la terra, perché l'ala deve rimanere ferma rispetto ad essa. Andremo a cercare la soluzione con il minor numero possibile di vincoli. Essendo nel *sistema di riferimento degli assi principali d'inerzia*, abbiamo abbinato strettamente le direzioni di movimento relativo possibile con la direzione delle forze che possono agire sull'ala stessa, quindi si può parlare, allo scopo di andare a determinare i vincoli strettamente necessari, delle forze che agiscono sul pezzo. Per semplicità mettiamoci in una *condizione simmetrica*. Avevamo già detto che, se la condizione è simmetrica rispetto al piano di simmetria del velivolo e dell'ala, su questo piano di simmetria c'è l'origine del sistema degli assi principali d'inerzia e due assi principali d'inerzia. Abbiniamo il movimento con

la direzione delle forze. Avremo la sollecitazione tagliante nella direzione normale all'asse della ala, vista come una trave, quindi nel piano delle sezioni. Il taglio totale è la somma di tutte le forze in questa direzione, è il doppio della forza totale di taglio su una semiala. Dovremo andare a vincolare, cioè dare una reazione a questa forza, ponendo un vincolo, per vietare il movimento relativo tra fusoliera e ala in questa direzione. Data la simmetria l'azione assiale e il momento flettente non ci sono. Sono presenti il taglio ed il momento torcente, perché sono delle funzioni anti-simmetriche (dispari). Anche per il momento torcente il totale sull'ala sarà il doppio di quello calcolato su una semiala, per la simmetria. Allora, per questa condizione di carico simmetrica, devo provvedere ad un vincolo per il taglio e ad un vincolo per il momento torcente. Per il taglio è sufficiente che fornisca un vincolo di appoggio bilatero (per tener conto di una condizione e anche della sua opposta), purché il vincolo sia allineato con la forza. Per il momento torcente dobbiamo fornire un momento torcente uguale e contrario, cioè due spostamenti lineari in direzione opposta, cioè due forze uguali e contrarie (una coppia). Allora basta che forniamo, nel piano di mezzeria, *due appoggi bilateri* che forniscano due forze opposte una all'altra, nella stessa direzione del taglio. Uno dei due appoggi bilateri può essere lo stesso che serve per sopportare il taglio (questa è la soluzione col minor numero possibile di vincoli). In questo modo ci sarà un vincolo più sollecitato dell'altro (perché su uno dei due agisce anche il taglio). Abbiamo già detto che questi vincoli possono essere sostituiti da un "occhiello" (vedi lezione 19-11-2003). Si noti che, facendo così, è come se avessimo bidimensionalizzato il problema, è come se guardassimo il velivolo di fianco e vedessimo la sezione dell'ala in mezzeria, con i due vincoli. In questo caso il vincolo non è iperstatico. Il problema è isostatico se si riesce a calcolare le reazioni vincolari solo imponendo l'equilibrio:

$$\begin{aligned} \sum F &= 0 \\ \sum M &= 0 \end{aligned} \tag{17.1}$$

Invece se il problema è iperstatico, l'equilibrio non basta, bisogna ricorrere a dei criteri di congruenza degli spostamenti. Nel primo caso basta conoscere le forze, nel secondo caso bisogna conoscere anche l'elasticità, perché noi agiamo in campo elastico ; anzi, in realtà potremmo andare anche oltre il campo elastico. Nel caso iperstatico dobbiamo conoscere le *rigidezze* dei due pezzi a confronto, cioè il loro comportamento di deformabilità sotto forze. Dobbiamo conoscere il loro comporta-

mento fino ai carichi di robustezza, fino al limite della rottura (invece della rottura il limite che noi ci diamo è quello del collasso), anche se, prima di raggiungere questo limite, si può andare in instabilità. Torniamo alla vista di fianco per vedere le sollecitazioni del velivolo; abbiamo considerato una condizione di carico simmetrica (una condizione tra le tante). Dobbiamo però tener conto anche di *azioni non simmetriche* azioni non simmetriche c'è la possibilità di avere, pur nella simmetria della struttura, la non simmetria dei carichi applicati, quindi ci potrà essere un'azione assiale e di conseguenza una possibilità di traslazione perpendicolarmente al piano di simmetria, che andrà bloccata con opportuni vincoli. Lo stesso vale per il momento flettente che agisce normalmente al piano di simmetria. Per l'azione assiale basterebbe che uno dei due vincoli bilateri, per il taglio ed il momento torcente, sia in grado di essere bilatero anche a 90°; però dovrebbe essere messo in corrispondenza dell'asse, altrimenti l'azione assiale provocherebbe anche un momento flettente intorno all'asse d'imbardata. Quindi o metto un vincolo per l'azione assiale, in corrispondenza dell'asse, oppure devo metterne due, anzi, sfruttare i due già presenti, rendendoli anche idonei a sopportare l'azione assiale bilatera. I due vincoli reagiranno tramite una coppia che equilibrerà il momento dovuto al fatto che il vincolo non è in asse. Le due forze totali, nella direzione normale al piano di simmetria, non saranno uguali, nel senso che alla coppia si aggiungerà su un vincolo una forza, sull'altro un'altra, dipendenti dalla distanza. Per il momento flettente, sul piano determinato dall'asse d'imbardata e dall'asse di beccheggio, useremo due vincoli bilateri, di appoggio, posti alla massima distanza tra loro per diminuire le forze. Uno dei vincoli usati per sopportare il taglio è stato sdoppiato per reagire a questo momento, ma il problema è ancora isostatico. In questo caso, non essendo più un problema simmetrico, la risultante del taglio non è più in mezzeria, quindi aggiungerò un momento e sposterò il taglio in mezzeria. I vincoli di appoggio sono vincoli semplici, cioè reagiscono esclusivamente con delle forze, non con dei momenti, nel senso che i momenti presenti come sollecitazione vengono reagiti tramite due forze uguali e contrarie (cioè una coppia). Potremmo usare un'altra soluzione: *un incastro tridimensionale*. Un incastro è un vincolo che impedisce le traslazioni e le rotazioni (nel piano due traslazioni ed una rotazione). Come realizziamo un incastro (consideriamo, per semplicità un incastro nel piano)?

In un piano possiamo prendere una piastra che è un elemento in grado di fornire due forze in due direzioni perpendicolari del piano e un momento. Se si allunga una

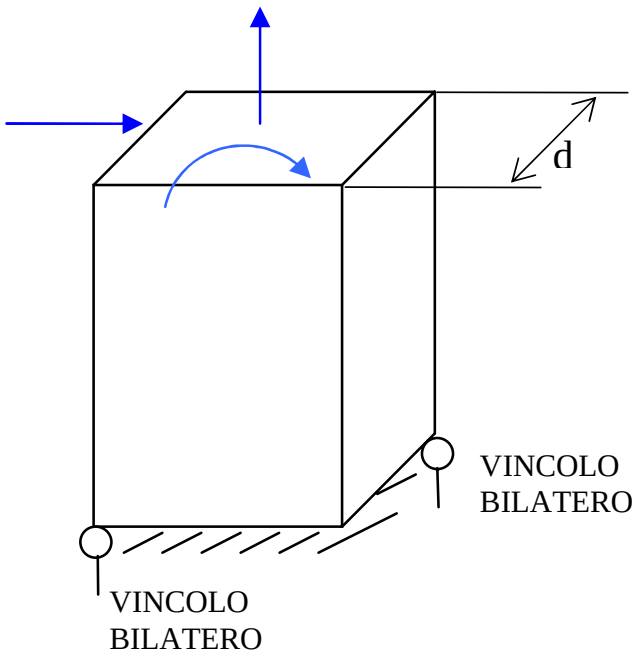

Figura 17.1: Incastro

dimensione rispetto all'altra (Figura 17.1), questo elemento è una trave. L'elemento strutturale in grado di sopportare taglio, azione assiale, momento flettente e momento torcente è una trave opportunamente dimensionata. Che differenza c'è dall'usare due vincoli bilateri? Si noti che se si svuota questo pezzo, si ottengono proprio due appoggi bilateri. La differenza è che questo vincolo è continuo. Può essere considerato un pannello tanto più si riduce la dimensione d. Se lo spessore d è troppo piccolo, questo pezzo resiste ad azione assiale, ma non funziona a compressione (per instabilità) e sotto torsione (dipende dal grado di approssimazione che vogliamo ottenere). In realtà questo elemento è in grado di sopportare il momento torcente, ma solo un valore piccolo, perché con un momento piccolissimo arrivo subito ad avere ad avere la τ al limite elastico, piuttosto che quella di rottura, perché c'è un braccio piccolo; di conseguenza si trascura questo effetto. Se aumento lo spessore, la distribuzione delle τ che si crea nel pezzo al limite del valore di rottura (o di snervamento) aumenta.

Se carico a torsione questo elemento come si distribuiscono le τ (Figura 17.2)? In maniera lineare, cioè in corrispondenza della parte centrale la τ parte da zero e raggiunge il suo valore massimo ai bordi. Quindi, per sfruttare al meglio il materiale,

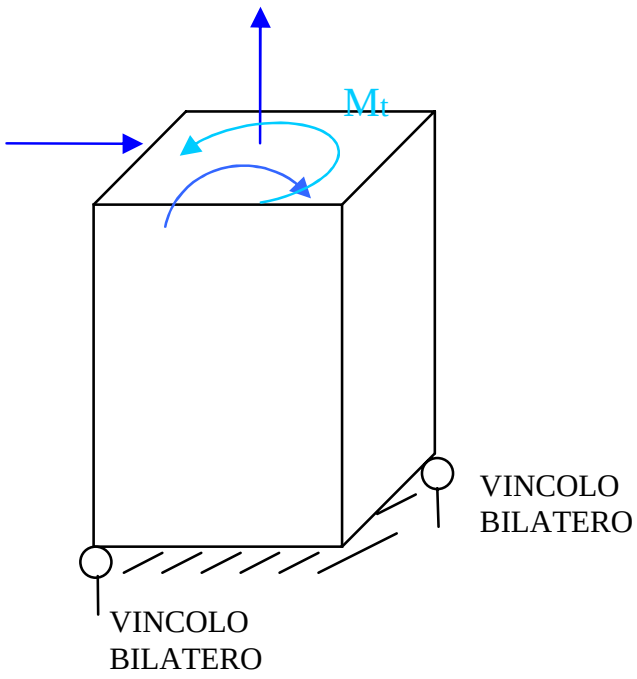

Figura 17.2: Incastro carico a torsione

conviene svuotare il pezzo e portarmi ad avere un *profilo chiuso*. A quel punto vengono fuori tutte le altre ipotesi, quindi è meglio passare a forme tubolari. A questo punto possiamo vedere ancora l'analogia con una sollecitazione di momento flettente: la distribuzione sarà lineare, a partire dall'asse d'inerzia. Avrò ancora del materiale che andrà a lavorare partendo da sforzo zero, che cresce verso l'estremità; anche in questo caso conviene svuotare il pezzo e concentrare le aree verso l'estremità. Quindi, per diminuire il peso, ci conviene agire con delle pure forze, quindi usando più vincoli.

Adesso, andando avanti nella composizione della macchina nella sua interezza, in un insieme di travi, vincolate le une alle altre, nella maniera più realistica possibile, pensiamo ad un alettone. Che modello molto semplice ne possiamo fare di trave, compresi i suoi vincoli. Abbiamo già detto che dal punto di vista geometrico può essere assimilato ad una trave, con una dimensione, quella assiale, che prevale rispetto alle altre due. Come schematizziamo i suoi vincoli? Quali e quanti sono? Genericamente ci saranno tutte le sollecitazioni. Il tipo di vincolo dipende dal movimento che l'alettone deve fare, cioè dalla funzione dell'elemento: l'ala deve essere vincolata in maniera da non potersi muovere rispetto alla fusoliera, l'alettone deve invece

potersi muovere, deve poter ruotare attorno ad un asse ben preciso. Nell'analisi delle condizioni di carico, andavamo a esaminare il pezzo bloccato in una posizione e calcolavamo le forze che agivano su quella parte. Ora la fotografia dell'alettone che facciamo prevede che l'alettone sia fermo rispetto all'ala. Chi lo tiene fermo, visto che ha la possibilità di ruotare attorno ad un asse ben preciso? La cerniera lo lascia ruotare; lo tiene fermo in una posizione ben precisa il pilota, tramite un comando. I vincoli dell'alettone, in quella particolare condizione (che scegliamo perché è la massima) saranno le cerniere sull'asse di cerniera e gli togliamo l'altro grado di libertà tramite il comando, perché questo riproduce l'equilibrio. I vincoli che ci permettono la rotazione sono delle cerniere, il cui asse corrisponde all'asse che abbiamo scelto. Mettiamo due cerniere (nota: una cerniera, come vincolo, non è una cerniera sferica, quindi una non era sufficiente). Una cerniera ammette solo un grado di libertà, quindi va bene. Perché normalmente non ne mettiamo una sola? Essendoci il momento flettente, l'alettone sarebbe forzato a ruotare anche nel piano dell'asse, quindi si caricherebbero gli estremi della cerniera (vedetela come un occhiello). Il momento flettente verrebbe reagito con due forze uguali ed opposte messe ad una distanza piccola; le forze, piccolo che sia il momento diventano enormi, perché il braccio è piccolo, quindi rovinano la cerniera, quindi si mettono due cerniere. Per migliorare l'effetto, cioè per diminuire le forze sulle singole cerniere, la distanza tra le due cerniere deve essere massima, quindi le due cerniere dovranno essere all'estremo dell'alettone. Però non si mettono all'estremo, ma un po' più in mezzo, perché a parità di carico che grava sull'alettone e a parità di numero di cerniere, in mezzeria la deformata è una parabola quindi gli spostamenti sono più grandi che nel caso in cui le cerniere fossero messe più vicine (Figura 17.3).

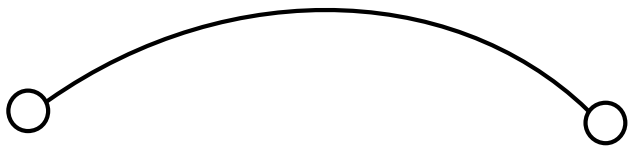

Figura 17.3: Deformazione a parabola

Di conseguenza l'alettone potrebbe deformarsi e bloccarsi, oppure potrebbero cambiare aerodinamicamente le fessure che abbiamo predisposto, perché il funzionamento aerodinamico dell'alettone sia quello fissato. In molti casi, dipendentemente dalla misura dell'alettone (o dell'equilibratore), di cerniere se ne mettono anche più

di due. Un'altra soluzione per diminuire la deformabilità del nostro pezzo è aumentare la rigidezza flessionale (in questo caso) dell'elemento. La rigidezza deve essere conquistata mettendo una struttura più rigida all'interno delle stesse dimensioni trasversali, ma il nostro pezzo diventerà più pesante che nel caso in cui noi lo vincoliamo di più. Quindi è meglio survincolarlo e, di conseguenza, il vincolo diventa iperstatico, non in assoluto, ma solo per quanto riguarda la traslazione nelle due direzioni, cioè rispetto al taglio nelle due direzioni. Il problema che ne nasce istantaneamente è che, per risolvere il problema, dobbiamo conoscere le rigidezze mutue. Se, come avviene spesso, la rigidezza dell'ala è molto maggiore di quella dell'alettone, il problema si semplifica, ma non completamente: possiamo considerare l'ala rigida, ma dobbiamo conoscere la rigidezza dell'alettone, cioè la sua struttura, che non sappiamo ancora, perché è proprio l'oggetto del nostro studio. Ci troviamo, ancora una volta, nella condizione di dover conoscere la soluzione del nostro problema, prima di aver risolto il problema stesso. Dalle condizioni di carico si passa ai carichi, per poi determinare le sollecitazioni; ma per calcolare le sollecitazioni abbiamo bisogno di conoscere tutti i carichi, compresi quelli che derivano dai vincoli perché il pezzo deve essere soggetto ad una soluzione di carichi autoequilibrata (tra le forze esterne e le reazioni dovute ai vincoli). Se il vincolo è iperstatico non si riesce a calcolare queste reazioni, perché si hanno a disposizione, a questo punto del progetto, solo delle equazioni di equilibrio. Non sappiamo dimensionare le sezioni, quindi si ipotizza una soluzione, poi, per successivi tentativi, si mette a posto la soluzione, con delle verifiche. Oppure, visto che non sapevo calcolare le reazioni, tengo al rigidezza come incognita e impongo il valore delle reazioni tali che rispettino l'equilibrio delle forze. Ma questa soluzione non è unica e non è vero che l'incognita è la rigidezza, perché, se impongo le reazioni, devo imporre una rigidezza (per calcolare le reazioni stesse) e verificare che, a posteriori, il tutto sia verificato.

L'altro vincolo, oltre alle cerniere, era il *comando*. Influisce sulla determinazione delle sollecitazioni lungo l'asse? Come può essere significato fisicamente il comando dell'alettone? In una sezione di alettone, il comando deve essere una forza fuori dall'asse, per fornire il momento di cerniera(Figura 17.4).

In prima approssimazione, considerando solo le forze parallele alla corda, la forza trasmessa dal comando non influisce sulle sollecitazioni normali a questo piano. Se viceversa la forza fosse inclinata, dovrei considerare la componente di F normale alla corda (Figura 17.5).

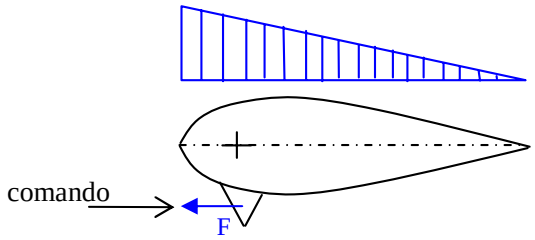

Figura 17.4: Posizionamento del comando e caso di forza parallela alla corda

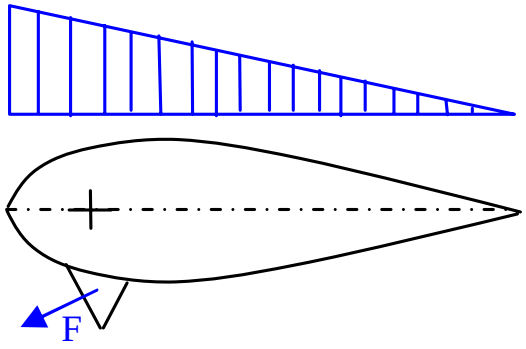

Figura 17.5: Forza inclinata trasmessa dal comando

Questa componente della forza (parallela alla corda) dovuta al comando non influisce sulle sollecitazioni lungo l'asse dell'alettone, quali il taglio e il momento flettente; interverrà sicuramente nel momento torcente: ci sarà un salto, pari al momento di cerniera, sul grafico del momento torcente lungo l'asse. Consideriamo il disegno in pianta (Figura 17.6).

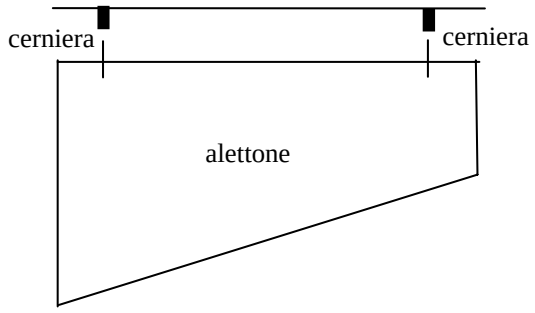

Figura 17.6: Disegno in pianta dell'alettone

Dove converrà introdurre il comando, lungo l'apertura dell'alettone? Cioè dove converrà mettere il salto di momento torcente? Non all'estremità, perché il momento

torcente è massimo. Quindi è conveniente metterlo in una posizione intermedia: conviene calcolare il momento torcente rispetto all'asse di cerniera e porre il salto di momento torcente dove il momento torcente avrà valore intermedio (Figura 17.7).

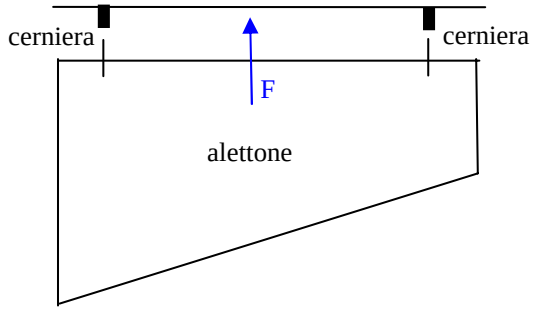

Figura 17.7: Posizionamento del comando lungo l'apertura

La forza F provocherà un taglio, nel piano normale a quello precedente e un momento flettente. Per questo motivo, sarebbe opportuno che il comando fosse sulle cerniere, quindi sarà necessario scegliere un compromesso tra:

- posizione intermedia
- su una cerniera

Se F è grande, è meglio sdoppiare il comando (Figura 17.8).

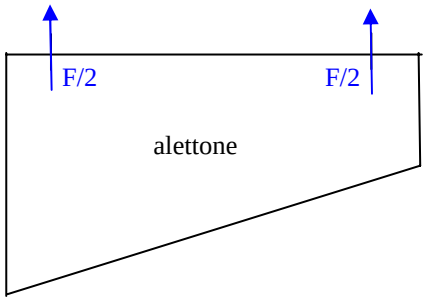

Figura 17.8: Comando sdoppiato sulle cerniere

Capitolo 18

26-11-03

Il velivolo può essere scomposto in travi a condizione di mettere in evidenza i vincoli e di conseguenza le reazioni su di essi. Si può procedere:

- DIRETTAMENTE: utilizzando equazioni di equilibrio ponendoci in una condizione di tipo isostatico
- INDIRETTAMENTE: inmaniera iterativa, per tentativi successivi, fino a raggiungere la soluzione.

Lo scopo è quello di arrivare a dimensionare la struttura in ogni suo singolo pezzo facendo il modo che,esso sia in grado di sopportare e di reagire ai carichi a cui è sottoposto. Per fare questo è necessario effettuare:

- La scelta dei materiali
- Posizionare, nel caso di travi, i materiali in maniera opportuna sulle diverse sezioni Questa è la parte che prende il nome di DIMENSIONAMENTO.

Il dimensionamento iniziale deve essere eseguito nel minr tempo possibile compatibilmente alla qualità dei risultati che si vogliono ottenere. La ragione per cui si deve operare in breve tempo è data dalla necessità di avere una base di partenza per calcoli successivi più accurati. I carichi infatti, dipendono anche dalla struttura, dalle sue dimensioni, dalla massa e dalla sua dislocazione (DISLOCAZIONE DI MASSA STRUTTURALE DEL VELIVOLO). Essendo le masse strutturali e la

loro posizione delle incognite, si tratterà di fare una stima. Le masse non strutturali invece sono già note e dovranno essere collocate nella posizione il più precisa possibile. Masse non strutturali sono ad esempio:

- COMBUSTIBILE (variabile durante il volo)
- IMPIANTI
- CARICO PAGANTE La disposizione delle masse non strutturali avviene già in sede di progetto generale per motivi di
- AERODINAMICA: c'è la necessità di definire la forma e le dimensioni del velivolo.
- CENTRAGGIO: si cerca il baricentro del velivolo per diverse configurazioni di carico per poter verificare la stabilità.

Affinchè il progetto generale sia valido è necessario che la distribuzione delle masse venga assegnata in collaborazione con gli strutturisti. La necessità di questa cooperazione può essere compresa nel seguente esempio in cui vengono evidenziati i diversi criteri che determinano le scelte a livello di progetto generale e di calcolo strutturale.

> Esempio
> PROGETTO GENERALE: su di un velivolo passeggeri le condizioni di centraggio portano ad avere una determinata collocazione dei seggiolini.
> STRUTTURA: i seggiolini devono esere fissati al pavimento, cioè ad una struttura che deve resistere ai carichi forniti dai seggiolini stessi anche in condizioni straordinarie (atterraggi di emergenza).A sua volta la struttura pavimento deve essere ancorata a sua volta alla struttura principale del velivolo.

Appare ovvio che c'è la necessità di avere delle indicazioni sulla struttura e sui suoi ingombri già a livello di progetto generale. Le dimensioni della struttura vengono calcolate con notevoli margini di tolleranza nella prima fase. Per arrivare alla stima con informazioni limitate e a livello di velivolo globale(provenienti dal progetto generale) utilizzeremo metodologie di calcolo il più semplici possibile. Si tratta di metodi detti di I^a APPROSSIMAZIONE, basati su modelli semplificati che tengono però conto della fenomenologia strutturale. Vengono considerati solo i parametri più

importanti in termini di massa per la determinata fenomenologia strutturale che si va a studiare. Tramite i metodi di I^a APROSSIMAZIONE si arriva a dei risultati che possono discostarsi da quello che sarà il valore finale anche del 50-70%. Dopo aver effettuato la prima serie di calcoli, si disegna la struttura e se ne effettua la verifica. La verifica o analisi della struttura deve essere fatta con metodi più accurati. Si ottiene un'indicazione su come la struttura dovrà essere modificata rispetto al dimensionamento iniziale. In alcuni casi potrà essere sovradimensionata, in altri sottodimensionata. Verificare la struttura consiste nel controllare che essa resista ai carichi secondo i criteri di sicurezza che sono stati fissati all'inizio della progettazione. La struttura deve rispondere ai criteri sia per i carichi di contingenza che per quelli di robustezza. Si devono comparare i valori di rigidezza e resistenza della nostra struttura ai carichi di contingenza e robustezza fissati. A seconda del tipo di velivolo la struttura può anche essere verificata sotto l'azione di carichi impulsivi e carichi dovuti ad urti. Nel caso si effettui la verifica a contingenza deve essere controllato che: -Nessuno sforzo superi quello di elasticità -Le deformazioni elastiche siano limitate a valori per cui non siano pregiudicate le prestazioni del velivolo.

- Nessuno sforzo superi quello di elasticità
- Le deformazioni elastiche siano limitate a valori per cui non siano pregiudicate le prestazioni del

Si tratterà di andare a ricavare punto per punto gli sforzi e le deformazioni. Questa ricerca viene svolta con metodi aventi precisione adeguata al livello progettuale a cui si è arrivati. Per la verifica di un dimensionamento di prima approssimazione si utilizzerà un metodo di verifica meno preciso rispetto alla verifica di un dimensionamento successivo. Qualunque sia il livello di progettazione in esame, non basterà verificare che sforzi e deformazioni siano inferiori o superiori ai limititi dei materiali. Occorrerà anche quantificare i risultati ottenuti. Si deve effettuare una quantizzazione, per fare ciò ci si avvale del MARGINE DI SICUREZZA di cui si è data una versione locale ed una globale. Il margine di sicurezza GLOBALE è definito come:

$$\frac{Max\ sollecitazione\ ammissibile}{Max\ sollecitazione\ effettiva\ sulla\ struttura} - 1 \tag{18.1}$$

Il -1 serve solo per portare il coefficiente a valore 0 nel caso in cui i termini a numeratore e denominatore siano uguali. Se dall'espressione del margine di sicurezza si

ottiene un valore maggiore di 0, significa che il pezzo non è portato al limite delle sue capacità, può sopportare sollecitazioni maggiori. Abbiamo una struttura che pesa di più di quello che potrebbe pesare e che può quindi essere migliorata. Si potrebbe pensare di portare tutti i singoli pezzi ad avere margine di sicurezza omogeneo e a valore zero. Questo non è però possibile in quanto gli sforzi e le deformazioni dipendono dalle diverse condizioni di carico. Si otteranno pezzi a margine zero per una data configurazione, mentre altri elementi avranno margine nullo in un altra condizione. Si cerca allora di uniformare il margine di sicurezza quanto più possibile sempre in considerazione delle diverse configurazioni di carico previste per la nostra struttura. L'analisi e la riceca di tutte le condizioni di carico quindi, è essenziale non solo per il dimensionamento, ma anche per le verifiche. Nel dimensionamento non si terrà conto di tutte le possili condizioni di carico perchè c'è la necessità di avere presto dei risultati. Si può procedere allora considerando la condizione più gravosa che prende il nome di CONDIZIONE DI CARICO DIMENSIONANTE REALE. Un'altra soluzione consiste nel generare una CONDIZIONE DI CARICO DIMENSIONANTE NON REALE selezionando un insieme di condizioni di carico, ognuna tale da massimizzare una determinata sollecitazione(Momento flettente, torcente, etc...). Effettuare un dimensionamento con una condizione di carico non reale di questo tipo può risultare troppo restrittivo in alcuni casi, per cui si può procedere in un terzo modo. Partendo dalla condizione di carico non reale si attribuiscono alle sollecitazioni massime delle percentuali basate su dati statistici. Si ottiene una condizione di carico non reale meno gravosa della precedente che può avvicinare meglio la realtà. L'adozione del margine di sicurezza ha anche altri scopi oltre a quello di quantizzare i risultati che otteniamo. Viene utilizzato per prevedere i diversi impieghi che il velivolo potrà andare a svolgere durante la sua vita. Un velivolo concepito per operare in determinate condizioni, deve essere in grado di andare a svolgere missioni diverse fornendo prestazioni uguali o di poco inferiori. Affinchè questo possa avvenire, le parti più sollecitate del velivolo(attacchi alari, attacchi di parti mobili, etc.) vengono progettate con coefficienti di sicurezza maggiori.

Esempio

Un velivolo passeggeri che, terminata la sua vita come aereo civile, viene riconfigurato in modo da avere prestazioni minori a livello di velocità e un maggior carico. Questo implicherà un maggior carico sul carrello in

fase di atterraggio. Se in sede di progetto è si è prevista questa possibilità tenendo alti i coefficienti di sicurezza per gli attacchi del carrello, il velivolo potrà essere riadattato con interventi minimi. Diversamente ciò non sarà possibile.

Per conoscere le potenzialità di una struttura, è necessario che sia nota la massima sollecitazione ammissibile. La sollecitazione ammissibile sarà data dal materiale utilizzato e nel caso della contingenza sarà lo sforzo di snervamento, a condizione che non sia la deformazione la condizione più stringente. La deformazione massima per un singolo pezzo si valuta andando a verificare quale sia la deformazione massima ammissibile per l'intero velivolo sotto carico, riportandola poi al singolo pezzo. Per calcolare il margine di sicurezza globale e quindi la sollecitazione massima ammissibile globale dovrò considerare la sezione che mi interessa e posizionare gli sforzi massimi ammissibili. Se ad esempio la sezione sarà sollecitata a momento flettente, saprò che ai limiti della sezione avrò gli sforzi massimi assiali che varieranno linearmente. Avendo imposto gli sforzi massimi posso ricavare il momento massimo che la sezione è in grado di fornire. Ho ricavato quindi la sollecitazione massima ammissibile. Tutto ciò vale SOLO per le condizioni di contingenza dove le deformazioni sono piccole rispetto a quelle che si avrebbero in campo plastico e quindi possono essere trascurate. All'interno del campo elastico possono verificarsi problemi di instabilità strutturale. Gli elementi costituenti la sezione non si comportano sempre in maniera omogenea al variare del carico anche all'interno del campo di contingenza. E' possibile che uno o più elementi della sezione superino il carico di criticità e lavorino in campo post-critico. Questo può avvenire purchè siano rispettate le regole generali su sforzi e deformazioni e cioè:

- La sezione, nel suo globale, non deve presentare nessuno sforzo oltre il campo elastico -Le deformazioni non devono
- alterare le prestazioni del velivolo.

Negli elementi che si instabilizzano quindi, lo sforzo non deve in ogni caso superare quello di snervamento. Quando compaiono fenomeni di instabilità, per esempio a compressione su pannelli sottili, nascono delle ondulazioni che rappresentano lo sfogo del materiale a livello di deformazioni. Non si può accettare che le deformazioni provochino sollecitazioni che superino lo snervamento, si avrebbero defor-

mazioni permanenti e incrudimento con conseguente disomogeneità del materiale sulla sezione.

Capitolo 19

01-12-03

Vediamo di rissumere quanto visto finora per cercare di capire a che punto ci troviamo rispetto a quella che è la nostra meta. Lo scopo che il corso si propone è, riducendo il discorso ai minimi termini, dimensionalizzare un velivolo. Uno dei possibili percorsi che è possibile seguire per arrivare a tale obiettivo è effettuare un'analisi il più dettagliata possibile delle diverse condizione di carico, le quali prevedono il progetto della vita operativa completa del velivolo. Progetto, e non analisi della vita dell'aeroplano, in quanto è più opportuno analizzare sotto tutti i punti di vista qualcosa prima che questa venga costruita. Con condizioni di carico si indicano tutte quelle forze che vanno ad agire sulla macchina in ogni istante della sua vita in una ben precisa configurazione di tipo geometrico e inerziale La configurazione geometrica è molto importante in quanto l'aereo ha delle superfici che possono muoversi rispetto ad altre, e quindi a parità di quota, velocità, eccetera, a due diverse configurazione geometriche corrispondono valori diversi di distribuzione di forze aerodinamiche e anche della loro entità. Allo stesso modo è importante precisa la configurazione di tipo inerziale, in quanto influisce sulla distribuzione e sull'entità delle forze di massa influendo sui valori delle accelerazione che si generano a parità delle forze aerodinamiche che il velivolo può generare in ogni istante della sua vita. Ad esempio si consideri la manovra di richiamata positiva ad un certo valore di n; innanzitutto, quando si parla di una certa condizione di carico dovuta ad una manovra di richiamata ad un valore di n stabilito, è necessario precisare anche la velocità, perché a parità di forza aerodinamica totale quest'ultima comporta una variazione della distribuzione della stessa, e quindi le sollecitazione che

il velivolo deve sopportare. Fisicamente, la manovra di richiamata positiva ad un certo valore di n è rappresentabile in un determinato istante, quello in cui il velivolo si è portato in quella determinata configurazione con quell'assetto ben preciso, ovvero quando l'aeroplano è ruotato. Tutto quello che avviene prima costituisce altre condizioni di carico che andranno analizzate separatamente (ad esempio la condizione di carico per la manovra e la contromanovra degi impennaggi orizzontale e via dicendo). Quindi l'aereo si trova con n massimo e con una certa configurazione aerodinamica e di massa; ora si consideri lo stesso velivolo, con la medesima configurazione aerodinamica ma diversa configurazione di massa: questo è il caso tipico del velivolo al decollo (primo caso) e dello stesso all'atterraggio (secondo caso). Il fatto che la configurazione aerodinamica sia uguale si può semplificare dicendo che le forze aerodinamiche sono le stesse. E' importante capire cosa succede a questo secondo velivolo. Il diagramma $n - V$, che riassume tutte le condizioni di carico simmetriche in volo, viene fatto per una ben precisa configurazione aerodinamica della macchina e vale solo per quella. La portanza eguaglia la massa della macchina in quell'istante moltiplicata l'accelerazione che c'è in quell'istante e che corrisponde a n volte g, accelerazione di gravità. Quindi per i due velivoli in esame la portanza è concettualmente la stessa

$$P = W \cdot n \cdot g \tag{19.1}$$

ma diversa in valore essendo diverso il peso; se per esempio il secondo velivolo ha peso minore, anche la portanza risulterà minore. Inoltre se la massa non solo è diversa, ma è anche distribuita in modo diverso succederà che punto per punto le varie forze d'inerzia nella loro distribuzione saranno diverse, non solo in valore ma anche in risultante. Se n è uguale come ipotizzato, ammesso invece che la distribuzione non sia variata, le forze d'inerzia saranno diverse nella medesima proporzione della variazione della massa totale. Questo succede tipicamente nei velivoli passeggeri, dove la posizione dei passeggeri e la loro massa non cambia. Per quanto riguarda l'accelerazione normale, essa è identicamente uguale. L'accelerazione angolare intorno all'asse di beccheggio è generata da un momento e dipende dal momento di inerzia del velivolo intorno a tale asse. Se si considera nuovamente un velivolo passeggeri, l'unico elemento che varia il suo peso è il combustibile, che viene consumato durante il volo; si ricordi però che generalmente le ali sono in posizione pressoché baricen-

trica per il centraggio: nel caso di ala dritta il punto di applicazione della portanza deve essere il più possibile in corrispondenza del baricentro nel caso di volo rettilineo orizzontale uniforme. Nel caso invece di ala a freccia la risultante della portanza è spostata indietro rispetto al bordo d'attacco dell'ala in radice, e quindi per il centraggio il baricentro deve essere portato indietro: i serbatoi dovranno essere in una posizione il più possibile baricentrica in modo tale che anche con il consumo del carburante il baricentro non venga intaccato. Fino ad ora, con lo scopo di andare a dimensionalizzare le strutture, si sono analizzate le condizioni di carico il più precisamente possibile con le limitazione che si hanno nelle prime fasi del progetto. Queste limitazioni sono la non conoscenza precisa delle masse e quindi delle forze di massa. C'è da osservare che non tutte le masse sono misconosciute, ma soltanto quelle strutturali. Un ulteriore passo consiste nell'ipotizzare che dal punto di vista strutturale la macchina possa essere modellata come un insieme di elementi strutturali tipici, quali le travi: si suppone di suddividere allora il velivolo in un certo numero di travi. Queste travi, che rappresentano le diverse realtà di tipo strutturale, sono costituite essenzialmente da un asse e da sezioni poste normalmente a questo asse e che contengono le proprietà inerziali di aree, ovvero bidimensionali. Per valutare tali aree si devono andare ad analizzare le diverse sollecitazioni che le diverse forze provocano sulla trave, cioè ce cosa va a caricare ogni singola sezione. In pratica, si devono valutare le reazioni di tipo vincolare che derivano dalle forze applicate alle diverse travi. Per sfruttare gli indizi che provengono dalle diverse sollecitazioni al fine di dimensionare le sezioni bisogna dire che, effettivamente, le future sezioni dovranno essere in grado di produrre tramite una distribuzione di sforzi tale da generare azioni interne uguali ed opposte alle sollecitazioni, rispettando le regole di un progetto sicuro. Queste regole stabiliscono che per le sollecitazioni dovute a carichi di contingenza gli sforzi che si devono generare non superino gli sforzi al limite dell'elasticità e delle deformazioni acciocché tutta la struttura si comporti in maniera idonea, e che contemporaneamente con i carichi di robustezza le sollecitazioni da esse derivate non provochino rotture e tantomeno collasso Per determinare l'entità dell'area su come collocarla e con quali materiali, si consideri per esempio una sollecitazione di momento flettente. Per ottenere minimo il peso della struttura finale è necessario dislocare le aree del materiale scelto il più lontano possibile l'una dall'altra, in numero minimo di due. Due aree perché queste sono in grado di fornire una distribuzione di sforzi assiale la cui risultante è una forza sull'area e una sul-

l'altra. se queste due forze sono uguali ed opposte tra di loro equivalgono ad un momento (interno) che si contrappone alla sollecitazione (esterna). E analogamente fa per sollecitazione di momento torcente. Per quanto riguarda la sollecitazione al momento flettente nel caso dell'ala si posizionano le due sezioni laddove c'è il massimo spessore dei profili; su una fusoliera a sezione circolare andranno posizionate invece sul contorno. Sempre parlando dell'ala ci si riferisce allo spessore massimo; c'è però da considerare all'interno del profilo una dimensione generalemente maggiore una decina di volte rispetto allo spessore, la corda. Però il momento sul piano delle corde è dovuto alle forze di massa nel piano delle forze, in media 10 volte più piccolo rispetto al momento sulla normale a tale piano: quindi risulta più pratico collocare le due aree dove il profilo è più spesso, a causa dell'onerosità del carico. Però non bisogna dimenticare anche la presenza del momento flettente sul piano della corda; per tenere conto anche di questo, e quindi del momento flettente nella sua globalità, è opportuno considerare almeno un'altra area, collocato alla massima distanza in corda dalle altre due. Per profili tradizionali allora, dove lo spessore massimo è circa al 30% della corda, la nuova area sarebbe logico collocarla sul bordo d'uscita. Il problema è che qui si trovano gli ipersostentatori e gli alettoni, che occupano anche loro un buon 30-40% dell'ala. Ma lo stesso vale generalmente anche per il bordo d'attacco, dove possono esserci altre superfici mobili, oltre che particolari sistemi che possono creare problemi. La soluzioni è mettere due aere opportune sul bordo d'uscita e sul bordo d'attacco alare, che quindi si trovano equidistanti dalle aeree allo spessore massimo. Queste due aeree sono in grado di aiutare la reazioni al momento flettente in funzione della loro rigidezza; in questo senso si parla di longherone, che corre da cima a fondo dell'ala. Collocato in corrispondenza dello spessore massimo è detto longherone principale, mentre secondario è in corrispondenza delle aeree relative alla corda. Senza problema di ipersostentazione sul bordo d'attacco allora è possibile collocare lì un'area tale da fornire in collaborazione del longherone principale una reazione al momento inerziale. Il longherone sul bordo d'attacco si dive lavorante a torsione, grazie al quale infatti creiamo una cella chiusa. Il momento nel piano la sopportano direttamente i pannelli, elementi sottili che in generale non sono in grado di reagire a sforzi assiali. Però se il pannello è curvo allora riesce a svolgere egregiamente questo lavoro: tanto minore è il raggio di curvatura, tanto maggiore è il valore di carico critico.

Capitolo 20

02-12-03

Il nostro obiettivo è quello di arrivare al dimensionamento della struttura, dimensionamento nel senso di scegliere il materiale e collocare il materiale o i materiali che riteniamo più adatti nella posizione migliore che vuol dire sempre la posizione tale da darci la soluzione strutturale col minor peso a parità di rigidezza e resistenza necessarie, o come si dice a dimensionare la struttura più efficiente possibile, più efficiente nel senso che abbiam detto. Per arrivare a questo siamo partiti dalla disamina completa delle condizioni di carico che sarebbero gravate e graveranno sul velivolo durante tutta la sua vita, abbiamo dato uno schema razionale del velivolo stesso in particolare ove possibile nella sua composizione in un certo numero di travi, vincolate l'una all'altra nella maniera più idonea possibile. A questo punto visto che il nostro velivolo è riducibile, almeno in questa prima visione, ad un insieme di travi, il passo che bobbiamo fare è ricercare sulle singole travi nel loro schema cioè asse più sezioni ad esso normali, le sollecitazioni che le forze nelle diverse condizioni di carico, generano. A questo punto quello che ci manca è di dare le dimensini e scegliere e collocare il materiale sulle diverse sezioni.

Abbiam già dato delle indicazioni sul come dislocare le masse stesse per poter rispondere alle esigenze di generare distribuzione di sforzi che siano in grado a loro volta di costituire delle azioni interne uguali e contrarie alle sollecitazioni. Noi possiamo procedere in diverse maniere. Per il momento flettente se riusciamo a generare una distribuzione di aree tali che ci diano una distribuzione di sforzi assiali le cui singole risultanti costituiscono una coppia, risolviamo il problema. Per il momento torcente basta generare una circolazione di sforzi tangenziali e risolviamo

il problema. Singolarmente per l'azione assiale e singolarmente per il taglio.

Procediamo in senso opposto cioè proviamo ad analizzare quello che esiste oggi. Ci sono nostri predecessori (ingegneri o meno) che hanno messo a punto delle tipologie strutturali ben precise cioè maniere di generare delle sezioni di travi. Quali possiamo dichiarare essere tipologie strutturali cioè un insieme di assunti e di metodologie applicate alla dislocazione di materiale in maniera tale da poter costituire e costruire delle travi? Una *travatura reticolare* o meglio *struttura a traliccio* è una tipologia strutturale per cui la tendenza logica[1] è quella di far si che effettivamente la struttura sia costituita da diversi componenti, un numero più o meno grande, con caratteristiche ben precise cioè ognuno di questi componenti è assoggettato ad azione assiale. Effettivamente la tipologia strutturale fa conto di un solo elemento collocato, dislocato e orientato in maniera che reputiamo essere opportuna. Questo elemento è uno e uno solo ed è assoggettato ad azione assiale. Se collochiamo questi elementi in maniera opportuna effettivamente questo succede. In particolare questi elementini son tanti e la loro maniera di lavorare di funzionare, la loro maniera di reagire alle sollecitazioni esterne è sempre la stessa. Siccome è un numero più o meno grande c'è bisogno di vincolarli l'uno all'altro. Il vincolo ideale perchè lavorino esclusivamente ad azione assiale è vincolarli agli estremi. Ciascuno di questi elementi ha una dimensione prevalente a quella delle altre due di sezione, la prima dimensione la adoperiamo come asse e prendiamo in considerazione le sezioni normali all'asse. Ciascun elemento è vincolato agli estremi con due cerniere e non è mai caricato sul suo contorno ma eventualmente il carico avviene solamente sugli estremi stessi.
Nella realtà se andiamo a vedere alcune realizzazioni di questo tipo con strutture di questa qualità le cerniere non ci sono. Originariamente quando si cominciò ad utilizzare una strutturazione di questo tipo, gli elementi erano vincolati con dei chiodi. In generale queste costruzioni, tra cui possiamo ricordare la torre Eiffel o il ponte di Paderno o i tralicci dell'alta tensione, sono fatte di materiale metallico in particolare di acciaio. Anche i chiodi che vincolano tra loro i vari elementi della struttura sono di accaio. Come lavorano i chiodi per dare il vincolo a due o più pezzi giuntati tra loro? I chiodi devono fornire una reazione di vincolo tangenziale, questo significa che lavorano ad azione assiale. Come mai lavorano ad azione assiale? Come vengon messi in opera i chiodi d'accaio? Come facciamo a giuntare due pezzi di traliccio

[1]Non si fa alcuna ipotesi, non si fa alcuna assunzione! Stiamo parlando di una realtà che viene applicata con delle approssimazioni.

aventi forma ad angolo? Per prima cosa si fa un foro. Non con tutte le giunzioni si fa un foro, con le chiodature però si. Il foro può avere forma e sezione che non siano rotondi. Se si fanno col trapano sono rotondi, se si fanno per tranciatura possono avere forme diverse per esempio quadrate, triangolari o esagonali. In genere si fanno circolari per convenienza. Laddove si usa l'interferenza, per esempio cuscinetto a sfera da mettere in un foro, si raffredda il cuscinetto e si scalda il foro in modo tale che il cuscinetto stia fermo. Se il chiodo fosse una pura spina allora si potrebbe usare l'interferenza, ma il chiodo si caratterizza perchè ha una testa e una controtesta cioè sta in posizione perchè una parte già prima di inserirlo è costruita con la testa, dopodichè si fabbrica una controtesta con una ribattitura. Come chiamiamo noi la ribattitura? Deformazione plastica. Quanto valgono gli sforzi di snervamento dell'acciaio? Quale è il limite inferiore plastico cioè il valore dello sforzo da superare in compressione perchè succeda la deformazione plastica? Il valore è di circa $25\frac{Kg}{mm^2}$. Detto questo e tenuto conto del campo plastico dell'acciaio, è chiaro che vorremmo dipendentemente dalla sezione del chiodo esercitare delle forze non indifferenti. La deformazione prima della rottura, cioè che non si facciano delle fessure sulla testa o sulla controtesta del chiodo, sarà dell'ordine del 10-12%. Cosa si fa per diminuire lo sforzo al limite dello snervamento? Cosa si fa per aumentare la deformabilità plastica del chiodo? Si scalda il chiodo. La temperatura a cui si scalda il chiodo deve essere superiore a quella che viene chiamata *temperatura di funzionamento*. Quest'ultima è la temperatura al di sotto della quale le caratteristiche sono quelle di temperatura ordinaria, mentre al di sopra c'è un ginocchio, c'è un calo del modulo elastico e un aumento del campo plastico. In generale dal punto di vista visivo si dice che si porta al calor rosso. Il chiodo scaldato si inserisce nel foro e poi si ribattisce. A questo punto il chiodo si raffredda. Raffreddandosi si accorcia e si restringe. Diminuendo la sua lunghezza schiaccia tra loro i due o più elementi giuntati e lui lavora a trazione. Il chiodo non lavora a taglio perchè raffreddandosi diminuisce le dimensioni trasversali e quindi si ha gioco tra foro e chiodo. A cosa è dovuta la resistenza a taglio? I due elementi sono assoggettati a taglio l'uno rispetto all'altro ma allora a chi è dovuta la resistenza a taglio se il chiodo lavora a trazione? E' dovuta all'attrito, tant'è che uno dei pericoli delle strutture chiodate è che si ha cedimento[2] del chiodo. Questo significa che con le (?) tra testa e materiale si genera

[2]Cedimento non significa rottura, il chiodo mantiene comunque la sua integrità!

una polverizzazione del materiale stesso. Il materiale e la testa cambiano le loro dimensioni, l'attrito se ne va nel senso che se ne va la trazione e allora il chiodo si metterà come ultima cosa a lavorare a taglio ma in quel caso sta già andando perchè lui è fatto per lavorare a trazione. Confrontiamo la resistenza a trazione con la resistenza a taglio. Guardiamo la sezione circolare del chiodo. Che forza assiale è in grado di sopportare il chiodo? Che forza tagliante è in grado di sopportare? Come azione assiale ammesso di essere al limite dello snervamento la forza assiale messa in gioco dal chiodo è uguale a $25\frac{Kg}{mm^2}$ moltiplicato per l'area. Quanto vale invece lo sforzo tangenziale nel caso in cui si consideri la stessa sezione e lo stesso materiale? Una volta che conosco lo sforzo di snervamento assiale conosco anche quello tangenziale che è uguale allo sforzo di snervamento assiale diviso per la $\sqrt{3}$. Quindi si ha $\frac{25}{\sqrt{3}} \simeq 15$. Questo significa che il rapporto delle forze che sono in grado di sopportare è circa uguale a $\sqrt{3} \simeq (1.7)$. E' chiaro che nella resistenza a taglio con quel $25\frac{Kg}{mm^2}$ di sforzo assiale c'è di mezzo il coefficiente d'attrito. Il coefficiente di attrito è abbastanza basso circa uguale a 1, quindi è più conveniente farlo lavorare a tiro piuttosto che a taglio.

Come mai invece per le leghe leggere si usano chiodi che lavorano a taglio? I chiodi in questo caso sono ribattuti senza essere scaldati, cioè sono messi in opera a freddo. Essendo messi in opera a freddo potrebbe entrare in gioco lo spessore in quanto se si mette un chiodo infuocato in uno spessore piccolo si deteriora localmente la struttura. Si preferisce fare la ribattitura a freddo perchè costa meno ed è molto più agevole. Facendo la ribattitura a freddo che da tutti i vantaggi del caso si ha anche uno svantaggio: Quale? Perchè i chiodi di lega leggera lavorano a taglio ad azione assiale? Essendo messi a freddo non si ha più l'effetto di pressione sugli elementi giuntati dovuto all'accorciamento del chiodo. Se la ribattitura è fatta a freddo la deformazione plastica per grande che sia risulta essere sempre sufficientemente piccolina cioè la controtesta che si può fare non è sufficientemente grande per poter reggere la forza eventuale (?). Si predilige sfruttare i benefici dati dalla deformazione a freddo. Quindi i chiodi vengono fatti lavorare a freddo e vengono fatti lavorare a taglio. In effetti i chiodi lavorano bene a taglio se si dosa la tolleranza del foro rispetto al diametro del chiodo stesso, cioè con la ribattitura aumenta l'area del chiodo tanto da andare ad appoggiarsi nel miglior modo possibile contro il foro. Se succede ciò il chiodo lavora a taglio.

In effetti su una struttura a traliccio su cui abbia dei chiodi anche in acciaio si vede

subito che piccoli movimenti, piccole rotazioni possono essere concentrate. Mettendo due chiodi le deformazioni rotazionali sono impedite in corrispondenza della chiodatura ma appena mi sposto, dato che l'elemento strutturale che è fatto per lavorare ad azione assiale ha una rigidezza flessionale piccola, è come se li ci fosse una cerniera incompleta (?)con una certa rigidezza che è la rigidezza flessionale propria dell'elemento. Praticamente il comportamento dei singoli elementi nel complesso è quello di lavorare ad azione assiale, trazione e compressione (?).

Quale potrebbe essere un'altra tipologia strutturale? Tipologia: insieme di metodologie applicate a una maniera di bloccare il materiale. Come facevano gli antichi a fabbricare i palazzi? Come facevano i romani con gli acquedotti? Come facevano a fare gli archi? Prima degli archi e sopra gli archi appoggiavano strutture massicce come marmo e granito. In questo modo si realizzava la sopportazione di tutte le sollecitazioni tipiche di una trave azione assiale, tagliante ecc. Non era molto ottimizzato ma era ottimizzato per quello che doveva servire nel senso che il suo peso dava conto della stabilità del tutto. Le strutture lavoravano a compressione. Oltre a tipologie strutturali piene ci sono anche tipologie strutturali vuote? Una lattina è un esempio di tipologia strutturale vuota. Questa struttura è chiamata struttura a guscio. Parlando di guscio a qualcuno potrebbero venire in mente le noci. Il guscio di una noce non ha una struttura a guscio così come la intendiamo bensì a semiguscio in quanto presenta delle parti rinforzate. Che differenza c'è tra la struttura a guscio completa e una struttura a semiguscio? Nella struttura a guscio le sollecitazioni sono sopportate da un unico elemento che si incarica di generare degli sforzi assiali e degli sforzi tangenziali. Non è corretto chiamare questo unico elelemento "pannello" perchè quello che si chiama "pannello" ha un significato particolare nell'altra tipologia. E' comunque un elemento tridimensionale avente due dimensioni prevalenti rispetto alla terza: lo spessore è più piccolo rispetto alle altre due dimensioni. Nella struttura a semiguscio non si ha un solo elemento strutturale come nella struttura a guscio e in quella a traliccio ma gli elementi strutturali sono due. Come sono stati scelti questi due? In precedenza avevamo detto che con combinazioni opportune di distribuzioni di sforzi assiali e di sforzi tangenziali riuscivamo a generare delle azioni interne alle nostre future sezioni atte a equilibrare le sollecitazioni provenienti dall'esterno. E' chiaro che se noi riusciamo a specializzare gli elementi strutturali in modo che uno faccia una cosa e basta (si porta al limite ciò che pensiamo) e l'altro l'altra cosa cioè uno sia in grado di generare azioni assiali cioè distribuzione di sforzi

assiali e non altro, e l'altro sia in grado di generare sforzi tangenziali e non altro, possiamo ottenere soluzioni più efficienti cioè a minor peso a parità di rigidezza e resistenza di quelle a guscio completo. Questo perchè possiamo cercare di mettere degli elementi che sono in grado di darmi distribuzione di sforzi assiali piuttosto che di sforzi tangenziali solo esclusivamiente laddove tutto l'elemento, sia esso quello a forza normale piuttosto che a forza tangenziale, lavori o meglio possa dare il suo apporto maggiore compatibile con la ammissibilità e di resistenza e di deformabilità o se volete di rigidezza. Per sopportare la sollecitazione di momento flettente posso mettere una trave a sezione rettangolare piena. Si vede che la distribuzione degli sforzi in grado di reagire al momento flettente comincia con lo sforzo massimo nell'estremità e poi va riducendosi fino ad arrivare a zero sull'asse neutro. Tutto il materiale che c'è li lavora ad una percentuale bassa fino a zero quindi tanto vale non metterlo perchè lavora poco. La tipologia strutturale a semiguscio costituita da due elementi e solo due elementi perché due sono gli sforzi che dobbiamo generare, è quella che oggi ci dà la migliore soluzione. C'è una possibilità di vedere strutturalmente questa stessa tipologia fatta per un pezzo unico, invece di essere fatta come ci obbliga la tipologia stessa per unire e quindi generare problemi di giunzione tra un elemento e l'altro della tipologia stessa? Certo che si! Quale può essere la soluzione che mette insieme i vantaggi di avere un pezzo unico quale la tipologia strutturale a guscio completo rispetto ai vantaggi della tipololgia a semiguscio (?) ? Vediamo di affrontare la questione da un punto di vista razionale e poi vedremo l'esecuzione e la fattibilità. Utilizzando pannelli curvi si hanno dei vantaggi sulla compressione ma li lasciamo perdere. Chissà in quanti abbiam visto delle realizzazioni che a partire da un blocco di determinate dimensioni tramite lavorazione si ricavavano dei pezzi dell'ordine di 1/10 di peso. Come eran fatti questi pezzi? Con che scopo erano lavorati questi pezzi? E' chiaro che a partire da un pezzo unico se si leva il materiale che lavora poco (come si diceva in precedenza) lasciando solo quello che serve si ha una riduzione della tipologia strutturale a guscio completo a quella a semiguscio. Questo si può fare anche se ci sono degli accorgimenti, dei limiti al di sotto dei quali non si può andare come quelli che riguardano le lavorazioni alla macchina utensile. Negli anni 70 era stata messa a punto una tecnologia che si chiamava di *fresatura chimica*. Una lamiera avente spessore dell'ordine di 10/20/30 mm veniva fresata chimicamente cioè veniva sottoposta a bagni di acidi che permettevano di corrodere materiale laddove questo era in esubero. I difetti: la corrosione innescata andava

avanti nel tempo e non si riusciva a bloccarla e la superficie generata dopo la corrosione ammetteva delle fessurazioni microscopoiche tali che il comportamento a fatica era ridottissimo. Le fessurazioni si propagavano a velocità enorme e si arrivava alla distruzione del pezzo. Ecco perché è stata abolita. Ancora oggi l'intento è quello di fabbricare la struttura tutta di un pezzo o quasi. Per fare ciò si usano i materiali compositi. Chiaramente ci sono delle difficoltà legate alla scelta della direzione delle fibre a seconda che si abbia azione assiale,taglio ecc. Uno dei problemi più gravi non sono i materiali in se stessi ma la collocazione dei materiali nella posizione giusta. Tecnologicamente si ha una fase di prima polimerizzazione in cui la matrice fluidifica, le fibre si muovono e quindi il materiale non si comporta nel modo ottimale. Ci sono poi difficoltà associate alla conoscenza del comportamento dei singoli materiali nel tempo.

Ancor oggi la tipologia strutturale prevalente è quella del semiguscio. Combinando in modo opportuno gli elementi di un tipo e dell'altro riusciamo a soddisfare a tutte le esigenze. Per fare questo però partiamo dalla parte opposta. Siamo arrivati al punto di dover dimensionare le varie sezioni delle nostre travi conoscendo in quelle sezioni, in generale, la forma esterna, pensiamo al profilo di un ala o alla forma esterna della fusoliera, e la forma interna cioè lo spazio lasciato a disposizione della struttura stessa. Proviamo a concentrarci sulle possibilità di combinazione di questi due elementi all'interno della tipologia strutturale per vedere che cosa sono in grado di fare in modo da poter scegliere una sezione invece di un'altra di fronte a determinate sollecitazioni ovvero scegliere questa combinazione di elementi in grado di dare distribuzione di sforzi assiali piuttosto che di sforzi tangenziali.
Per semplificare la prima fase di progettazione strutturale, all'interno della tipologia strutturale del semiguscio, si fanno delle ipotesi elementari. Quali sono queste ipotesi? Sono ipotesi di che cosa? A che cosa sono rivolte? In generale sono rivolte ai due elementi tipici necessari e sufficienti ad utilizzare la tipologia a semiguscio cioè i **pannelli** e i **correnti**. Dal punto di vista geometrico (NB:stiamo ragionando da un punto di vista razionale facendo fede ad una realtà fisica) un corrente è un elemento in cui una dimensione è prevalente rispetto alle altre due proprio come succedeva per l'elemento usato nelle strutture a traliccio. Nella dimensione maggiore individuiamo un asse mentre nelle altre due individuiamo una sezione. Il nostro corrente è una trave in effetti. Quello che invece chiamiamo pannello è un elemento avente due dimensioni nettamente superiori rispetto alla terza con la forma piana,

curva, con una curvatura, con una doppia curvatura ecc. Questo fisicamente parlando! Queste non sono le ipotesi del semiguscio ma sono dati di fatto. Quali sono le ipotesi che noi applichiamo all'interno della elementarietà a questi due elementi? Che cosa riguardano? Quali sollecitazioni possono essere in grado di sopportare e di sopportare in maniera idonea (non disgiungiamo mai il fatto che abbiam dei limiti nel comportamento)? Le ipotesi riferite a questi due elementi singolarmente riguardano il loro modo di funzionare. Si chiamano ipotesi perché non son vere! Di quanto non sono vere? Sta a noi vedere un'altra volta in termini di valutazione dell'approssimazione che stiamo tenendo mantenendo fede o meno a questa ipotesi. Perché si fanno quste ipotesi che chiamiamo elementari? Sono elementari nel senso che si fa il primo passo per poi migliorare la visione nel senso della realtà. Perché facciamo delle ipotesi di funzionamento? Perché forziamo la realtà fisica dicendo al corrente che è in grado di fare solo una certa cosa? Il motivo è quello di semplificare i calcoli in modo di arrivare subito ad una soluzione che mi permette di innescare un processo iterativo convergente per arrivare ad una soluzione (?). Se non si riesce si rischia di partire in modo errato e di avere un processo divergente. E' chiaro che le ipotesi non sono date a caso. Le ipotesi ci danno una forzatura sul comportamento tanto meno importante quanto più geometricamente abbiamo determinato il rispondente di comportamento. Questo non in assoluto ma in maniera relativa alle caratteristiche di tutta la sezione nei rispetti di ogni elemento all'interno della sezione stessa.

All'interno di questa tipologia strutturale come facciamo a valutare il momento d'inerzia di una sezione a semiguscio rispetto agli assi principali d'inerzia? Il momento d'inerzia della singola sezione lo calcoliamo tenendo in considerazione solamente la quota parte di trasporto del momento d'inerzia dell'area stessa del singolo corrente. Non prendiamo in considerazione il momento proprio del corrente perché nei rispetti del momento d'inerzia di tutta la sezione il suo contributo è piccolo ed è tanto più piccolo quanto più piccole sono le dimensioni della sezione del singolo corrente nei rispetti delle dimensioni della sezione. Quello che si vuol dire è che in maniera relativa si va a verificare la bontà di queste ipotesi e quindi la bontà dei risultati ottenuti, tenendo conto di queste ipotesi, quando in maniera relativa ho dei risultati raccolti. Quali sono effettivamente le ipotesi elementari di funzionamento o di lavoro che noi facciamo su questi due elementi singolarmente? Cominciamo dai correnti. Come funzionano? Come lavorano? Come esplicano la loro azione? I correnti sono elemen-

ti che reagiscono esclusivamente ad azione assiale o meglio sono in grado di mettere in gioco esclusivamente sforzi assiali uniformi sulla loro sezione. Invece che uniformi potrebbero avere un andamento lineare. (?). Come possiamo tradurre queste ipotesi per un corrente? (Parla Andrea). Stiamo guardando in un'altra maniera il corrente dandogli le caratteristiche inerziali che ne denotano il funzionamento che abbiamo chiarificato per se. Come è l'area del corrente nel nostro modello? Puntiforme! Cosa diciamo che non possiede il corrente? Se ha un area puntiforme ci dá ragione dell'altra conseguenza cioè che i momenti d'inerzia propri sono nulli infatti noi calcoliamo solo il momento d'inerzia della sezione. Le ipotesi pur elementari sono logiche, hanno una loro logica e una loro coerenza. Se l'area è puntiforme sappiamo un'altra cosa per negazione cioè che non è in grado di mettere in gioco azioni tangenziali perchè per poter metter in gioco azioni tangenziali deve esserci momento statico non nullo rispetto agli assi principali d'inerzia. In questo caso però proprio perchè l'area è puntiforme i momenti statici sono nulli. In questo modo riusciamo a capire come gli diciamo di funzionare. Dicendogli come lo forziamo a funzionare capiamo anche quali sono le approssimazioni che facciamo. Quando non saremo più in questa fase elementare tutte queste cose verranno tolte. Per quel che riguarda i correnti: se non ha momenti d'inerzia cos'è che non è in grado di fare? Siamo sulla sezione. La flessione nel singolo corrente non ci interessa. La flessione di tutta la sezione invece provoca azione assiale nel singolo corrente. Finchè l'azione assiale è di trazione nessuno dice niente, quando invece è di compressione (e se c'è flessione ci sarà) il carico critico non esiste. Finché noi saremo all'interno e useremo le ipotesi elementari del semiguscio non faremo la minima osservazione per quel che riguarda la stabilità. Questa non è compresa! Si dovranno prendere dei provvedimenti visto che viceversa poi il problema sussiste. A suo tempo si faceva prima il progetto in un modo e poi si guardavano i carichi di instabilità. Ora invece dobbiamo riuscire ad avere un primo tentativo di struttura che non sia sprovveduto in maniera completa nei rispetti della instabilità. Come potremo tener conto del fattore instabilità di corrente senza uscire dalle nostre ipotesi? Quale sarà il trucco che possiamo utilizzare?

Capitolo 21

03-12-03

Un corrente, così come lo abbiamo modellato, non è in grado di sopportare il taglio, ovvero non è in grado di reagire mettendo in gioco degli sforzi taglianti. Quale è la ragione secondo voi? Già ne abbiamo dato una giustificazione, proviamo a ripeterla. Abbiamo fatto delle ipotesi di lavoro sul corrente che, di per se stesso, essendo un corpo tridimensionale, è assimilabile ad una trave. Possiamo allora applicare le metodologie di una trave. Il corrente ha un suo asse e ha delle sezioni normali, però abbiamo posto delle ipotesi e queste ipotesi le abbiamo poste sulle sezioni. Che cosa abbiamo detto sulle sezioni? Abbiamo detto che, essendo in grado di fornire una distribuzione di sforzi e in particolare di sforzi normali, avrà una sua area di sezione non nulla, sulla quale agirà una distribuzione di sforzi. che, essendo la sua dimensione trasversale (una delle due) piccola rispetto all'altra dimensione, non può che essere costante. Allora addirittura noi abbiamo ipotizzato direttamente, dicendo questo, che non è in grado di mettere in gioco una distribuzione di sforzi a farfalla sulla sezione; non è quindi in grado di reagire ad un momento flettente che presenta una distribuzione di sforzi di tal tipo. Non è in grado di sopportare o di reagire ad un momento flettente comunque orientato, e questo lo esprimiamo dicendo che è nullo il momento di inerzia ed essendo il momento di inerzia pari al prodotto di un'area per una distanza al quadrato calcolata a partire da un dato asse concludiamo che l'area è puntiforme. Il vostro collega pone ora una domanda riguardo al taglio: se io ho una sezione di qualsiasi tipo caricata a taglio nel suo piano, in una certa direzione, sono in grado di andare a determinare punto per punto sulla sezione la distribuzione degli sforzi taglianti che reagiscono? Oppure sono in grado di cal-

colare gli sforzi equivalenti alla sollecitazione stessa? Se voglio trovare la tau in un punto di una sezione, come faccio? E' probabile che ci siano delle tau nel piano della sezione, si o no? Sì, ci saranno delle tau nel piano della sezione che andranno ad equilibrare la sollecitazione. Sono in grado di trovarle con le normali notazioni di De Saint Venant? Certo! Ma ogni volta che abbiamo una sollecitazione di taglio sulla sezione di una trave, tale sollecitazione di taglio in verità cos'è? Non è altro che una sollecitazione di momento flettente per cui il braccio è pari a zero. Cosa è quindi il taglio? In cosa consta il taglio? Ammettiamo che ci sia un momento flettente. Se ho un momento flettente nella sezione non vi viene in mente di preoccuparvi, ci saranno, infatti, degli sforzi assiali in ogni punto della sezione proporzionali alla distanza dall'asse neutro. E questo perché, come mai? Perché lo sforzo è lineare, a partire dall'asse neutro? Perché noi supponiamo che la sezione, nella sua deformazione flessionale, rimanga piana, cioè la sezione ruota intorno all'asse neutro rimanendo piana; siccome abbiamo finora supposto di usare un materiale per cui ho un legame lineare tra sforzo e deformazione (supponiamo di essere nel campo elastico) allora ad una deformazione lineare (la sezione ruota rimanendo piana) corrisponderà uno sforzo lineare. Questo ci permette di affermare che in ogni singolo pezzo della nostra sezione c'è un'azione assiale e c'è un momento flettente dovuto al fatto che c'è una distribuzione di sforzi che non sono costanti ma sono variabili. Adesso togliamo il momento flettente, facciamo sì che il momento flettente, che era dato dal taglio per la distanza dalla sezione, diventi nullo; prendiamo cioè i considerazione la sola forza nel piano della sezione. Cosa succede in quella parte di sezione che io ipoteticamente ho tagliato? In quella sezione, c'è ancora un'azione assiale o no? L'effetto del taglio influisce sull'azione assiale? Certo, fa l'effetto di un momento flettente per cui il braccio è diventato zero. Se prima c'era l'azione assiale adesso cosa ci sarà? Ci sarà un dN/dz, dove dz è la variazione della coordinata assiale e dN è la variazione dell'azione assiale che il taglio infonde a quel pezzo considerato. Allora, quanto vale la tau che c'è lì dentro? Invece di parlare di τ, siccome siamo in un pezzo di lunghezza unitaria lungo l'asse, di che cosa possiamo parlare? Se moltiplichiamo la τ per la larghezza otteniamo un'altra quantità. La nuova quantità che otteniamo non è altro che uno sforzo puntuale (la τ appunto) moltiplicata per una lunghezza, quindi è una forza per unità di lunghezza lungo z (asse trave), cioè un flusso. A cosa sarà proporzionale questo flusso? Prima di tutto sarà lineare nella distanza dall'asse neutro, per quanto spiegato poco fa (la sezione ruota mantenendosi piana); inoltre sarà pro-

porzionale all'area. Ora, se io prendo l'area e la moltiplico per la distanza dall'asse principale d'inerzia cosa viene fuori? Un momento statico. Sappiamo che il flusso di taglio è proporzionale certamente alla forza, ma anche al momento statico, mentre è inversamente proporzionale al momento d'inerzia di tutta la sezione. Quale sarà l'espressione della τ puntuale? Sarà il flusso di taglio diviso per la corda. Quanto vale lo sforzo assiale dovuto al momento flettente sulla sezione? È il momento diviso per il momento d'inerzia e moltiplicato per la distanza. Che cosa costituisce per la sezione il flusso di taglio, cioè la forza per unità di lunghezza? Costituisce l'equilibrio alla variazione di azione assiale dN/dz. In generale nel corrente ci saranno delle azioni assiali che camminano lungo tutto il corrente; infatti si chiama corrente perché "corre" dal principio alla fine nell'ala e nella fusoliera. Adesso ricordate che ieri ci eravamo lasciati con una domanda: in che modo possiamo tenere in considerazione il fatto che nella nostra struttura nella fattispecie sul singolo corrente può intervenire il fenomeno dell'instabilità, cosa che all'interno delle ipotesi elementari non è contenuta e non può esserlo, proprio perchè l'area del corrente la reputiamo puntiforme? Quindi al corrente mancherebbe quale qualità che riteniamo indispensabile alla sopportazione di un carico di compressione? Di sicuro non la snellezza, perchè la snellezza del corrente è infinita infatti è definita come la lunghezza libera di inflessione fratto il raggio giratore di inerzia. Il raggio giratore d'inerzia è definito come la radice quadrata del rapporto tra il momento d'inerzia minimo della sezione e l' area, cioè è la distanza cui deve essere posta tutta l'area della sezione per ammettere il momento di inerzia reale della sezione. La qualità che manca al corrente è chiaro che è parente del momento di inerzia perchè il carico critico euleriano è definito come pigreco al quadrato moltiplicato per EJ e diviso per la lunghezza libera di inflessione al quadrato. A volte troviamo invece della lunghezza libera di inflessine una costante K, che tiene conto dei vicoli, moltiplicata per la lunghezza geometrica. Perchè c'è EJ? Cosa rappresenta il prodotto del modulo elastico del materiale per il valore del momento di inerzia? Cosa rappresenta fisicamente, cosa traduce? Traduce la rigidezza flessionale, e perchè ci deve essere? Perchè il fenomeno d'instabilità globale è influenzato dalla capacità o meno di reagire a flessione da parte del nostro oggetto. Perchè quando il nostro oggetto si instabilizza assume una posizione inflessa di equilibrio. Si pone ora il problema di assegnare l'area del corrente, nella fattispecie di quello compresso, che nella sua natura secondo le ipotesi che abbiamo fatto non presenta la possibilità dell'instabilità. Il vostro collega ha ragione, anche

se poi pasticcia un po', dovendo fare il dimensionamento vi ricordate cosa abbiamo detto? Se noi abbiamo bisogno di una coppia di forze per reagire ad un momento flettente siamo in grado, conoscendo la distanza tra due correnti, di determinare il valore della forza totale con l'ipotesi fatta che è di avere sul corrente, considerato monodimensionale, una distribuzione di sforzi costante; ci basta, infatti, conoscere il valore ammissibile massimo dello sforzo che noi vogliamo avere lì dentro e non di più. Una volta conosciuto quello, perchè conosciamo il materiale e perchè siamo a contingenza piuttosto che a robustezza basterà porre l'ammissibilità in temini di sforzo di snervamento piuttosto che di rottura oppure di uno sforzo minore dello snervamento se ci interessa la deformazione. Il vostro collega dice: per andare a determinare l'area, se al posto di usare il rapporto tra la forza assiale e la σ ammissibile, io metto lo sforzo critico, verrà fuori un'area diversa. Dice il vero il vostro collega? No, dove sbaglia? Se io ammettessi di conoscere (ma non lo conosco) lo sforzo critico, sarebbe giusto mettere, a contingenza, come limite massimo quello sforzo e quindi calcolare l'area quando lì c'è lo sforzo critico? Ricordate che noi per dare sicurezza alle nostre strutture dobbiamo contemporaneamente far salve la contingenza e la robustezza. La robustezza cosa ci prescrive? Ci prescrive che quando abbiamo dei carichi e quindi delle sollecitazioni superiori a quelle di contingenza fino al 50% e più non ci sia rottura e non ci sia neanche collasso. Allora cosa vuol dire? Vuol dire che appena superata la contingenza, se io ho messo lì dentro un'area che mi fa arrivare alla contingenza al limite dell'instabilità, appena supero quel carico il tutto si instabilizza e la mia sezione collassa e non c'è più. Che cosa dovrò mettere come sforzo assiale ammissibile? Alla robustezza posso ammettere di essere al limite dell'instabilità e allora come dovrò essere alla contingenza? La σ a contingenza dovrà essere più piccola, di quanto più piccola almeno? Almeno del coefficiente di sicurezza che sarà 1.5 o quello che è. In modo tale che quando sono a contingenza la struttura sta brava ma sta brava con che margine? Con un margine del 50% o più, che mi assicura che a robustezza il corrente è lì lì per andare ma non ci va ancora. Il problema sussiste perchè lo sforzo al limite della instabilità lo posso conoscere solamente se conosco il materiale che va bene, se conosco quelle caratteristiche là, anche il momento d'inerzia. Ma il momento d'inerzia da chi dipende? Il momento d'inerzia non dipende solamente dall'area, ma dipende anche dalla forma. Allora cosa posso fare? Sarà meglio che noi valutiamo la possibilità di impiego di determinate formule. Dal punto di vista logico, e non di più, abbiamo risposto alla domanda che ci siamo posti.

Noi stiamo facendo queste osservazioni per arrivare al dimensionamento di prima istanza, che però non sia così sconclusionato, del progetto statico, cioè dei carichi applicati staticamente. Sappiamo però, per altre vie o altre osservazioni, che ci sarà da tener conto che questi carichi non sono applicati staticamente, ma sono applicati in maniera ciclica; cioè la nostra struttura sarà assoggettata a quelle che chiamiamo sollecitazioni di fatica, le quali fanno sì che la resistenza del materiale diminuisca rispetto alle condizioni statiche. Diminuisce il limite della rottura oltre che quello dello snervamento. Di questo problema ne dobbiamo tenere conto dall'inizio. Lo studio delle condizioni di carico deve essere il più preciso e completo possibile in modo tale che quando andrò in questa fase a determinare gli sforzi ammissibili, io abbia già una buona conoscenza approssimata di quella che sarà la sollecitazione a fatica del nostro pezzo e della nostra struttura nella sua globalità, in modo tale che per gli sforzi ammissibili possiamo tenere conto anche di questo problema. Chiaramente questo andrà a diminuire lo sforzo massimo, sia a trazione sia a compressione, e vedremo che anche per la τ il problema è lo stesso. Adesso andiamo avanti con le ipotesi elementari del semiguscio. Adesso dobbiamo considerare l'ulteriore elemento della struttura che è il pannello. Geometricamente è un elemento che si sviluppa su una superficie le cui dimensioni (che danno la superficie) sono prevalenti rispetto all'altra dimensione, che è lo spessore. Supponiamo che lo spessore sia costante. Quali sono le ipotesi di lavoro, le ipotesi di funzionamento che noi applichiamo al nostro pannello? Quella più immediata (e fondamentale) è che il pannello è in grado di sopportare sforzi solo nel suo piano, cioè è in grado di mettere in gioco sforzi solo bel suo piano, cioè sforzi tangenziali, ed è il solo elemento della struttura che è in grado di fare questo. Quindi è in grado di mettere in gioco solo ed esclusivamente azioni tangenziali, e questo fatto (che non riesce a mettere in gioco azioni assiali) è segno che gli sforzi tangenziali nel nostro pannello sono costanti su tutto il pannello a patto che valga l'ipotesi già fatta di spessore costante. Se lo spessore non è costante siamo rovinati? No, basta tirare in ballo la cosa che abbiamo detto prima, cioè che è costante il flusso di taglio, e quindi la τ è variabile nello spessore. Questo ci introduce subito nell'ulteriore ipotesi elementare che lo sforzo all'interno dello spessore sia costante. Ma perché posso fare questa ipotesi, e fin quando sarà valida? Perché lo spessore è piccolo, e tanto più è piccolo lo spessore, quanto più questa ipotesi è vera. Ma perché l'unica possibilità ammissibile è questa nel mio pannello? Perché non deve essere possibile che io abbia una distribuzione non costante? A cosa non

è in grado di reagire questo pannello? Non è in grado di mettere in gioco una distribuzione di sforzi tale da reagire a momento torcente (le sezioni aperte non reggono a momento torcente). Di quanto non è vera questa ipotesi? Abbiamo detto che è tanto più vera quanto più piccolo è lo spessore, ma perché? Perché se io applico un momento torcente piccolo piccolo, e tanto più piccolo quanto più piccolo è lo spessore a parità di materiale, dà immediatamente agli estremi del mio pannello una τ che sicuramente (al limite di snervamento piuttosto che di rottura) ho raggiunto con una sollecitazione ridicola. Se incontrerò un pannello di questo tipo potrò ancora fare questa ipotesi? Certo che potrò farla, ma i risultati che proverranno dai calcoli eseguiti tenendo in considerazione quello non avranno il benché minimo senso con la realtà, cioè dovrò essere io a valutare l'entità dell'approssimazione che sto per fare. Adesso andiamo indietro e ritorniamo alla prima ipotesi, cioè che il pannello non è in grado di sopportare azione assiale. Perché, come mai? Non c'entra il fatto che lo spessore sia piccolo perché con una lunghezza opportunamente lunga l'area che ne nasce può essere sufficientemente grande. Eppure io dico che non è in grado di reagire o mettere in gioco sforzi od azioni assiali. Se rispondiamo a questa domanda sapremo poi valutare se lo spessore, come è vero, è il parametro più importante; se il grado di approssimazione che otteniamo tenendo valida questa ipotesi è di un certo livello piuttosto che di un altro. Tanto più piccolo è lo spessore, quanto più piccolo è il momento d'inerzia dello spessore attorno al suo asse medio. Quindi il J che metteremo dentro nella valutazione del carico critico tipicamente di compressione (poi vedremo che anche quello di taglio) è talmente ridotto che la sopportazione nel suo piano è ridicola. È chiaro però che, mentre per la compressione questo ha particolare valore, per la trazione non è mica vero. Per la trazione effettivamente il problema non sussiste eppure consideriamo anche in trazione i limiti della compressione anche se questa è un'ipotesi che ci porta a sottovalutare le capacità resistenti, anche di rigidezza, delle sezioni. Quale può essere la giustificazione? Primo: la semplificazione dei conti, ma non sarebbe un motivo sufficiente. Pensiamo allora per esempio a due pannelli che siano sulla fusoliera simmetricamente rispetto al piano di simmetria; in corrispondenza di una raffica laterale sappiamo benissimo che nascerà un'azione assiale di trazione da una parte e di compressione dall'altra. Abbiamo delle condizioni di carico che si invertono di segno, anche se non saranno perfettamente simmetriche, per cui un pannello è in trazione e l'altro è in compressione e quindi una volta o l'altra ci cadiamo dentro, e tanto vale unificare e tenere questa

ipotesi per entrambi i casi. Guardate quante ipotesi dobbiamo fare per il dimensionamento di prima istanza, anche se dovremo fare evolvere questa metodologia nel senso di accostarci il più possibile alla realtà, cosa che abbiamo trascurato anche non poco con queste ipotesi. Detto questo, facciamo un passo in là e diciamo: quali sono le tipiche sezioni che possiamo utilizzare all'interno di questa tipologia strutturale? Una l'abbiamo già accennata, a questo punto anche nella nostra simbologia scritta geometrica traduciamo quelle che sono le nostre ipotesi dicendo che i correnti sono rappresentabili con dei pallini o dei quadratini e i pannelli con una linea, questo per dire che siamo all'interno di queste ipotesi, senza dirlo più. Allora ci chiediamo: una sezione così fatta, che in generale viene anche chiamata una sezione minima di una trave (minima perché è in grado di sopportare alcune delle sollecitazioni tipiche di una trave, ma diamogli la possibilità di sopportare qualcosa di più della sola azione assiale) dove la potremo impiegare, quando la potremo impiegare? È una sezione limitata, però è in grado di fare qualcosa, cosa facciamo per saperlo e per rendercene conto?

Figura 21.1: Minima combinazione possibile tra correnti e pannello

Ci sono due correnti che sono in grado di mettere in gioco due azioni assiali (Figura 21.2). Questa è una sezione retta di una ipotetica trave e i correnti sono per noi rettilinei e normali al piano della lavagna, e ci sono quindi due forze assiali, che possono esser concordi o discordi; quindi è in grado di sopportare sicuramente un'azione assiale e un momento flettente. È un'azione assiale nel senso proprio della parola, cioè un'azione che taglia il piano che congiunge i due correnti. Se è assiale nel senso proprio della parola addirittura (ma ipoteticamente perché non conosciamo i valore delle aree) è posta sull'asse. Se non fosse posta sull'asse cosa succede? Oltre che dare azione assiale dà momento flettente nel piano individuato dalla congiungente

i due correnti. Quindi in generale è sicuramente in grado di sopportare azione assiale e azione flettente. Poi c'è il pannello che è in grado di sopportare una forza, diciamo pure di taglio, purché sia allineata con il pannello stesso. Perché non posso metterla da un'altra parte la forza di taglio? Qual è il problema? Il problema è che il pannello, secondo le mie ipotesi , è in grado di mettere in gioco solamente ed esclusivamente una distribuzione tangenziale e quindi la sua risultante non potrà che essere una forza che è allineata con il pannello stesso, e quindi non potrò che caricarlo come in figura 21.2.

Figura 21.2: Elemento strutturale che può sopportare un taglio a condizione che questo sia allineato con l'anima

A patto di far che cosa devo caricarlo così? Che non mi tiene, non mi va bene, in realtà la sezione non è in grado di stare là . Quindi possiamo enunciare la questione in questo senso: questa pressione è una pressione limitata che è in grado di sopportare azione assiale, azione flessionale (purché il momento flettente agisca in un piano parallelo al piano congiungente) e azione tagliante (purché il taglio sia direttamente allineato con l'anima piena).Come possiamo fargli sopportare qualcosa di più? Il vostro collega dice di mettere un altro pannello davanti, ma noi stiamo ancora commentando questa sezione, vogliamo vedere le sezioni di questo tipo (così semplici: solo due correnti agli estremi di un pannello, che è la minima combinazione plausibile tra correnti e pannelli). È possibile? Certo che è possibile. Incurvo il pannello, dice il vostro collega, ma come, in che modo? Cosa devo fare? Proviamo ad intervenire nella seconda visione (che è contemporanea e che deve apparire sempre insieme all'altra) di un elemento strutturale, che per noi è tutto quanto (costituito

da uno o più materiali) può essere messo in gioco per essere in grado di sopportare dei carichi. Ma non era finito lì, avevamo aggiunto, aggiungendo le condizioni di sicurezza della struttura, che inoltre era in grado di sopportare dei carichi qualsiasi essi siano, con delle deformazioni limitate. L'altro aspetto strutturale naturale, perché non avviene altrimenti che così, è che se noi applichiamo delle forze generalizzate la struttura si deforma, di tanto o di poco che sia. Dobbiamo sempre tenere presenti queste due cose contemporaneamente. Ora, qual è l'aspetto di possibilità o di capacità di deformarsi della nostra sezione con l'anima rettilinea tra i due correnti? Cosa fa? Perché non è in grado di reagire a una forza che non sia applicata sulla sua retta, o meglio sulla congiungente i due estremi? Come possiamo tradurre dal punto di vista della deformabilità, ovverosia della rigidezza della sezione, la stessa identica cosa? Perché è in grado di reagire ad un momento flettente, limitato però dal fatto che agisca in un piano parallelo alla congiungente i due correnti? Dal punto di vista della resistenza è evidente, vengono fuori solo due forze che mi disegnano una coppia solo in quel piano lì. E dal punto di vista della rigidezza invece, cioè della deformabilità e delle deformazioni conseguenti? Perché, per quanto riguarda la sopportazione del momento flettente nel piano parallelo alla congiungente i due estremi del pannello (quindi congiungente i due correnti), la nostra sezione ha una rigidezza flessionale? A 90 gradi non ce l'ha, ovverosia perché ce l'ha in questa direzione? Perché la rigidezza flessionale è valutata in E J; per quanto riguarda E scegliamo un materiale opportuno e non è un problema, ma J? J è dato dalle due aree che esistono. E il pannello? L'abbiamo già detto: il momento d'inerzia del pannello è ridicolo rispetto a quello dei correnti, non in assoluto. Possiamo dire che effettivamente il pannello, siccome non sopporta azione assiale, e quindi tanto meno azione flessionale, non ha l'area e nemmeno momento d'inerzia. Non avendo momento d'inerzia proprio, a 90 gradi rispetto alla congiungente non ha momento d'inerzia la sezione. Perché? Perché il momento d'inerzia della sezione sarebbe dato esclusivamente dalla somma dei due momenti propri del pannello e dei correnti. Non è che non ce l'ha del tutto, ma è talmente piccolo che è meglio non fidarsi e provvediamo in un'altra maniera. Andiamo adesso allo spostamento del taglio: perché non lo posso spostare dall'allineamento? Dal punto di vista della reazione l'abbiamo visto. Se io effettivamente caricassi la mia sezione, fisicamente, con una forza spostata dall'allineamento cosa succederebbe? Avrei un momento torcente a cui la sezione non sarebbe in grado di rispondere. Dal punto di vista delle deformazioni invece la

sezione ruoterebbe indefinitamente. Perché? Perché non ha rigidezza torsionale.

Capitolo 22

09-12-03

22.1 Sezioni aperte

La struttura più semplice che possiamo considerare è costituita da due correnti e un pannello (Figura 22.1), non consideriamo quella costituita solo da un corrente e un pannello perchè non sopporterebbe la flessione (le nostre strutture sono soggette a forze che per poter arrivare a scaricarsi devono generare momento flettente).

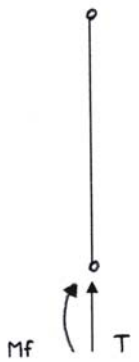

Figura 22.1: Sezione ad un pannello e due correnti

Questa sezione è in grado di sopportare un taglio (T è una sollecitazione di taglio dovuta alla distribuzione di carichi, non è una forza applicata in quella sezione) e una sollecitazione di momento flettente. Abbiamo una limitazione sul taglio che deve essere allineato con l'anima e sul momento flettente che deve agire in un piano parallelo alla congiungente i due correnti. Per ora non parliamo di momento torcente

(la sezione non è in grado di sopportarlo), questo deriva dal fatto che la sezione non possiede rigidezza torsionale (non è in grado di reagire a una torsione cioè, se la forzo a torsione, questa ruota indiscriminatamente) Se lascio il taglio sulla congiungente i due correnti la sezione non ruota, negli altri casi sì. Prendiamo un nuovo caso in cui il pannello è curvilineo (Figura 22.2).

Figura 22.2: sezione con pannello curvilineo

Applicando gli stessi carichi (T e M_f) il comportamento è diverso (non per il M_f): la sezione non sopporta il taglio e ruota, spostandomi a destra col taglio la situazione peggiora, a sinistra migliora fino a che la sezione non ruota più; esagerando nello spostamento in questa riprende a ruotare. Abbiamo evidenziato un punto specifico della sezione che viene chiamato Centro di Taglio (è un punto caratteristico della sezione), se il taglio passa per questo punto la sezione non è sollecitata a ruotare. La sollecitazione interferisce con la deformazione conseguente (abbinata con la resistenza della sezione stessa), infatti se prendo una forza comunque orientato anche se passa per il centro di taglio la sezione non regge perchè devo tenere conto anche della reazione resistente. Nel caso del pannello dritto (Figura 22.3) il pannello può mettere in gioco una distribuzione di sforzi costante lungo lo spessore per ipotesi e quindi un flusso di taglio costante (prodotto tra sforzo e spessore). E'costante perchè nelle ipotesi dette il pannello non è in grado di reagire ad azione assiale e quindi non può esserci variazione di azione tagliante.

L'unica possibilità è che si generi un flusso di taglio di questo tipo (flusso inteso come forza per unità di lunghezza). La risultante è $q \cdot h$. Se sposto il taglio si genera un momento che farà ruotare la sezione (Figura 22.4).

Il taglio è ancora parallelo alla congiungente i due correnti: si genera ancora un flusso di taglio. In direzione normale avremo risultante pari a 0 (calcolo dell'

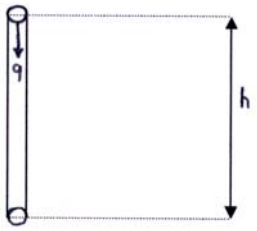

Figura 22.3: Pannello rettilineo

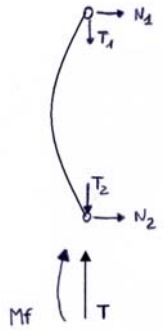

Figura 22.4: Pannello curvilineo

integrale). Nella direzione della congiungente otteniamo un risultato pari a quello del caso col pannello rettilineo.

22.1.1 Calcolo della posizione del centro di taglio

Perchè ci sia equilibrio la sezione non deve essere forzata a ruotare.

Per una sezione APERTA il centro di taglio è l'unico punto per cui far passare la forza tagliante perchè la sezione sia equilibrata (Figura 22.5).

Impongo l'equilibrio ai momenti:

$$\begin{aligned} d \cdot T &= d \cdot q \cdot h = 2 \cdot \Omega \cdot q \\ d &= \frac{2 \cdot \Omega}{h} \end{aligned} \tag{22.1}$$

Osserviamo che incurvando più o meno l'anima possiamo spostare il centro di taglio, o meglio una sezione aperta opportunamente incurvata può sopportare il

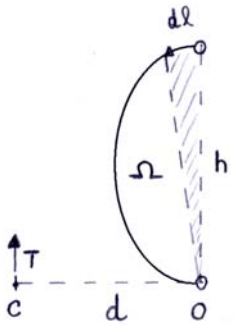

Figura 22.5: Calcolo del centro di taglio

taglio in qualunque posizione esso sia. Non è possibile far nulla nel caso di momenti torcenti localizzati.

Ci chiediamo se il comportamento delle due strutture fin qui considerate è lo stesso (a parità di taglio e di materiali usati). Gli aspetti strutturali sono due: la resistenza e la rigidezza, questi si traducono nel termine di sforzi e deformazioni puntualmente; nei due casi gli sforzi sono uguali, sono uguali i flussi di taglio, essendo uguali gli sforzi e, a parità di materiali, le deformazioni sono uguali, ma nel secondo caso essendo il pannello più lungo gli spostamenti sono maggiori.

Per calcolare gli spostamenti devo fare l'integrale delle deformazioni lungo il pannello stesso (nei due casi lo spostamento sarà nella stessa direzione, quella della congiungente i due correnti).

Vediamo ora quali caratteristiche deve avere una sezione aperta per sopportare un taglio comunque orientato. Il taglio è un momento flettente per unità di lunghezza quindi ci riconduciamo a cercare le caratteriche che deve avere una sezione per sopportare momento flettente: la sezione deve possedere rigidezzia flessionale nel piano in cui si trova il momento flettente. Per far questo devo aggiungere un corrente: più lo allontano dagli altri più aumenta il momento d'inerzia e quindi anche la rigidezza (Figura 22.6).

Fisicamente c'è un pannello in pratica sono due: in questo caso c'è l'apporto di una variazione di azione assiale e quindi in ognuno dei due semi-pannelli ho due flussi che possono essere diversi. Ognuno dei due pannelli avrà il suo centro di taglio. Il centro di taglio della sezione sarà nel punto di intersezione delle due rette

Figura 22.6: Sezione a 3 correnti

di applicazione dei due tagli. Se aggiungo altri correnti la cosa funziona ancora, ma è più complicato il calcolo (devo andare a vedere l'entità del corrente).

22.2 Sezioni Chiuse

Chiudiamo la sezione considerando una struttura composta da due pannelli e da due correnti.

Questa sezione non ha la limitazione del posizionamento del taglio, quindi la forza applicata non deve necessariamente passare per il centro di taglio. La sezione è portata a ruotare, ma visto che non si rompe vuol dire che possiede rigidezza torsionale (Figura 22.7).

Applichiamo una forza tagliante in corrispondenza del centro di taglio del primo pannello, otteniamo:

$$\begin{aligned} q_1 &= \frac{T}{h} \\ q_2 &= 0 \end{aligned} \tag{22.2}$$

La sezione ruota, il secondo pannello non essendo caricato non si deforma longitudinalmente e quindi la rotazione è tale da far si che il secondo pannello non lavori.

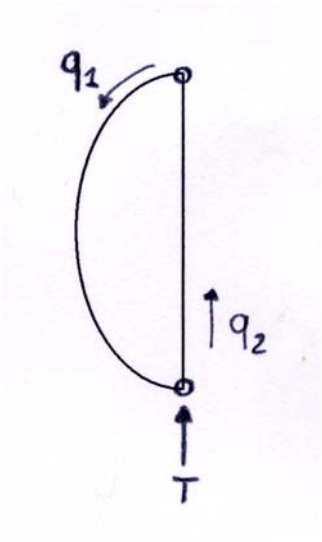

Figura 22.7: Flussi di taglio in una sezione chiusa

Applicando la forza in punti diversi otterremo comportamenti diversi.

Spostando la forza devo aggiungere un momento di trasporto (la sezione ha rigidezza torsionale), in particolare se sposto il taglio in modo che il momento torcente sia nullo posso passare da tre sollecitazioni a due: il momento flettente, che prende in considerazione solo i correnti e il Taglio che prende in considerazione solo i pannelli.

Capitolo 23

10-12-03

Si parlava della possibilità delle diverse sezioni che possiamo mettere in gioco per soddisfare le esigenze di dimensionamento di una trave. Le sezioni aperte, sono sezioni nelle quali i pannelli non costituiscono un circuito chiuso.Tali sezioni, nella loro configurazione minima nel senso che siano in grado di sopportare delle sollecitazioni quali il taglio ed il momento flettente, sono rappresentate della figura 23.1

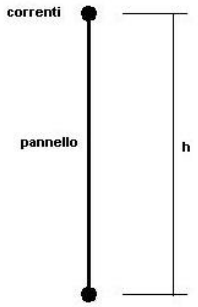

Figura 23.1: Sezione aperta costituita da un pannello e due correnti

costituita da un pannello e due correnti. A partire da questa sezione, è possibile aggiungere un qual si voglia numero di correnti per ottenere ad esempio la figura 23.2.

Fra le due sezioni riportate, all'interno delle ipotesi elementari del semiguscio ed in termini di sopportazione alle sollecitazioni ad esse applicate, non vi è nessuna differenza, nel senso che entrambe possono reagire solo ad una azione tagliante allineata con l'anima e ad un momento flettente che agisca parallelo all'anima stessa.Cambia invece dall'una all'altra la distribuzione dei flussi di taglio nei pannelli (a parità di sollecitazioni esterne) e nel caso in cui gli spessori dei pannelli delle due

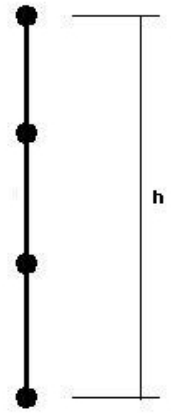

Figura 23.2: Sezione aperta costituita più pannelli e più correnti

sezioni siano uguali, cambiano quindi in generale gli sforzi tangenziali agenti su di essi. Queste semplici analisi si fanno in quanto, una volta note le sollecitazioni agenti in una determinata stazione, è necessario disegnare la sezione più adatta conoscendo i vantaggi che apportano alcune scelte invece che altre nella sopportazione di tali cimenti. Ritornando alle due sezioni precedenti ugualmente sollecitate, queste non si differenziano soltanto nella distribuzione degli sforzi tangenziali ma anche nella distribuzione degli sforzi assiali sigma . Ricordando sempre che si è all'interno delle ipotesi elementari del semiguscio, nella sezione della figura 23.1, il flusso di taglio reagente alla sollecitazione tagliante sarà uniforme, in quanto non vi è possibilità di intervento di azioni assiali vere e proprie da parte del pannello (Figura 23.3).

Nella sezione della figura 23.2 invece, è possibile individuare tre flussi distinti riferiti ai tre panneli presenti (Figura 23.4).

Abbandonando per un attimo le ipotesi fondomentali del semiguscio, ed in particolare l'ipotesi sui pannelli per la quale questi siano privi di area da cui consegue che siano in grado di sopportare solo sforzi di tipo tangenziale, è necessario considerare anche il contributo dell'area dei pannelli alla sopportazione delle sollecitazioni assiali. In tal caso, il flusso di taglio sarebbe in generale variabile da punto a punto nel pannello. In questi termini, volendo reintrodurre le ipotesi del semiguscio, la sezione della figura 23.2 può essere utilizzata per rappresentare o quantomeno avvicinarsi al comportamento reale della sezione della figura 23.1 in quanto le aree associate ai correnti intermedi permettono di introdurre delle variazioni di flusso. Una variazione continua del flusso di taglio, può così essere riprodotta all'interno delle ipotesi

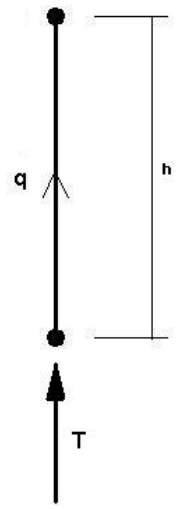

Figura 23.3: Flusso uniforme reagente alla sollecitazione tagliante

del semiguscio, attraverso una distribuzione costante a tratti grazie all'introduzione di correnti fittizi. Ritorniamo quindi alla sezione della figura 23.2. Essendo tale sezione aperta, una volta verificato che la sollecitazione di taglio passi per il centro di taglio della sezione stessa, essa può essere dichiarata isostatica, nel senso che le pure equazioni di equilibrio nel piano ci danno la possibilità di determinare i flussi di taglio nei diversi pannelli. Le equazioni di equilibrio che si hanno a disposizione nel piano della sezione sono tre, costituite dall'equilibrio dei momenti nel piano rispetto ad un punto qual si voglia e l'equilibrio delle forze nella direzione dell'anima e nella direzione ad essa normale. Considerando che, attraverso l'assunzione per cui T sia applicata nel centro di taglio della sezione, l'equazione di equilibrio dei momenti nel piano risulta gia utilizzata nel senso che solo applicando la forza T nel centro di taglio tale equazione potrebbe essere soddisfatta (ovvero per le sezioni aperte, l'unica soluzione equilibrata e quindi possibile è quella per cui T sia applicata nel centro di taglio) e che l'equilibrio delle forze in direzione normale all'anima non ha senso in quanto le sezioni delle figure 23.1 e 23.2 possono sopportare solo azioni taglianti dirette come l'anima stessa, le equazioni nel piano della sezione disponibili si riducono al solo equilibrio delle forze in direzione del o dei pannelli. Nella sezione di della figura 23.1 tale equazione è sufficiente alla determinazione del flusso nel pannello per cui:

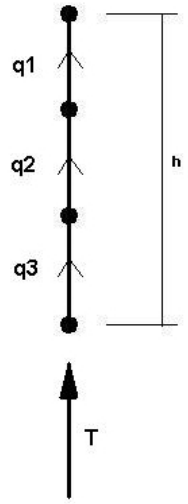

Figura 23.4: Flussi distinti reagenti alla sollecitazione tagliante

$$q \cdot h = T \tag{23.1}$$

da cui

$$q = \frac{T}{h} \tag{23.2}$$

Nel caso della sezione della figura 23.2, la presenza di tre flussi in generale diversi fa si che l'unica equazione di equilibrio disponiobile nel piano della sezione non sia più sufficiente. Ricordando che per quanto riguarda la determinazione dei flussi di taglio la sezione è comunque isostatica, è possibile risolvere il problema che ci siamo posti solo scrivendo le equazioni di equilibrio anche in direzione assiale. In generale, una equazione di equilibrio rappresenta l'annullamento della risultante delle forze in una data direzione. Nella direzione perpendicolare al piano esse costituiscono l'equilibrio del singolo corrente soggetto alle sole forze che può esercitare che sono le azioni assiali. Scrivendo l'equilibrio per ogni corrente e aggiungendo l'equilibrio nel piano della sezione, si ottiene un sistema di cinque equazioni in tre incognite (i tre flussi di taglio). Il problema potrebbe essere dichiarato erroneamente sovravincolato o impossibile. L'equilibrio dei correnti in direzione assiale (ricordando che stiamo considerando il caso di sollecitazione pura di taglio senza momento flettente), si scrive con l'equilibrio fra la variazione di azione assiale nel corrente stesso e i flussi

agenti sui pannelli che, per simmetria del tensore degli sforzi, risultano essere uguali ai flussi agenti sui correnti (Figura 23.5).

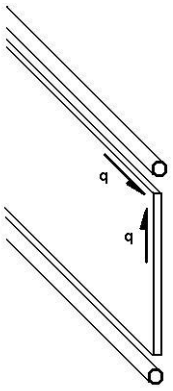

Figura 23.5: Flussi agenti sui pannelli equilibranti la variazione di N del corrente

Alla luce di questo, si osserva che delle quattro equazioni di equilibrio che si possono scrivere per i correnti, ve ne sono tre indipendenti (una equazione qualsiasi delle quattro scritte può essere ricavata dalle altre tre). Si può osservare inoltre, che anche l'equazione di equilibrio nel piano della sezione è dipendente dalle tre che sopra in quanto il taglio T viene già utilizzato nella scrittura dell'equilibrio in direzione assiale dei correnti. Tutto stà a determinare quanto valga al variazione di azione assiale nel singolo corrente dovuta all'intervento di una sollecitazione tangenziale quale il taglio. Mediante le ipotesi di De Saint Venant per una sezione generica assoggettata al taglio, vale la seguente:

$$\frac{dN}{dz} = -\frac{T}{J} \cdot S \tag{23.3}$$

Tale relazione è valida nel caso in cui tutte le grandezze presenti siano riferite agli assi principali d'inerzia della sezione. Tali assi, rispetto ad una qualsiasi coppia di assi ortogonali con origine nel baricentro della sezione, godono della proprietà per cui il momento centrifugo è nullo ed i momenti d'inerzia rispetto ad essi sono l'uno il minimo el'altro il massimo. Per questo motivo (annullamento del momento centrifugo), secondo la formula scritta sopra, ogni singola componente della azione di taglio lungo un asse principale d'inerzia produce variazione di azione assiale competente ad una qualsiasi porzione di area della sezione individuata come illustrato in figura 23.6, proporzionale alla componente di taglio stessa, alla distanza dall'altro

asse e all'area della porzione stessa (la proporzionalità dalla distanza e dall'area è data dalla presenza del termine S che rappresenta il momento statico della porzione di area considerata), ed inversamente proporzionale al momento d'inerzia di tutta la sezione J. Con riferimento alla figura 23.6, si può quindi riassumere che la variazione di azione assiale dN/dz agente sull'area tratteggiata dovuta alla componente T_y del taglio è pari a

$$\frac{dN}{dz} = -\frac{T_y}{J} \cdot S_x \tag{23.4}$$

dove J è il momento d'inerzia di tutta la sezione rispetto all'asse x ed S_x è il momento statico rispetto all'asse x dell'area tratteggiata o equivalentemente della restante area della sezione cambiato di segno.

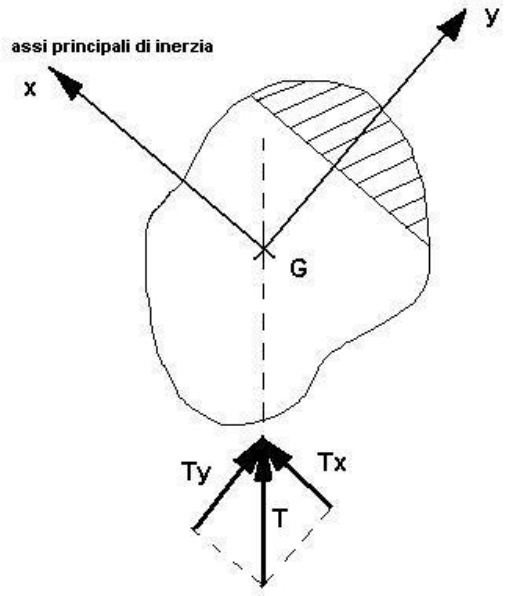

Figura 23.6: Sezione generica sottoposta a taglio

Un'altra proprietà fondamentale degli assi principali d'inerzia è quella di essere coniugati, ovvero sono uno asse neutro per sollecitazioni (di taglio o di momento flettente) agenti lungo l'altro asse. Se la sezione è quindi sollecitata lungo un asse principale d'inerzia da un taglio o da un momento flettente, si ha variazione delle sigma nella sezione lungo tale asse di sollecitazione e non lungo la direzione parallela all'altro asse che è anche asse neutro. Considerando una sezione generica sollecitata

da un taglio T, è possibile individuare l'asse neutro come l'asse baricentrico parallelo alla tangente nel punto di intersezione fra l'ellisse d'inerzia della sezione stessa e la parallela alla retta di applicazione del taglio passante pure per il baricentro come illustrato in figura 23.7

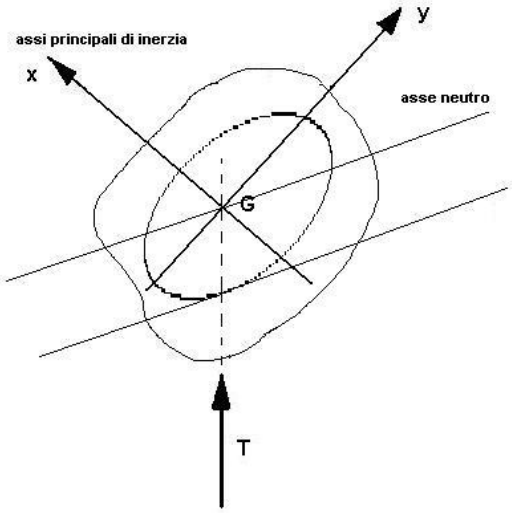

Figura 23.7: Individuazione dell'asse neutro in una sezione generica

Nel caso di sezione modellata a semiguscio, la determinazione del baricentro e degli assi principali d'inerzia non può che essere fatta considerando le sole aree reagenti ad azioni assiali che sono le aree dei correnti. Considerando per esempio la sezione aperta di figura 23.8 sollecitata da un taglio, essendo essa costituita da più di due correnti non allineati, il taglio può avere direzione qual si voglia purchè applicato nel centro di taglio. Osservando che un asse principale di inerzia intercetta un corrente, possiamo immediatamente dire per quanto concerne la sollecitazione T_y che i flussi di taglio incogniti sono soltanto due anziche tre, in quanto l'azione assiale e la sua variazione con l'asse z sul corrente 2 sono nulle, da cui discende che i flussi q_1 e q_2 sono uguali.

In generale quindi, perchè un corrente sia in grado di introdurre una variazione di flusso di taglio per effetto di una sollecitazione tagliante diretta come un asse principale di inerzia, è necessario che tale elemento strutturale abbia un momento statico rispetto all'altro asse diverso da zero. Come ulteriore esempio, consideriamo la sezione chiusa di figura 23.9.

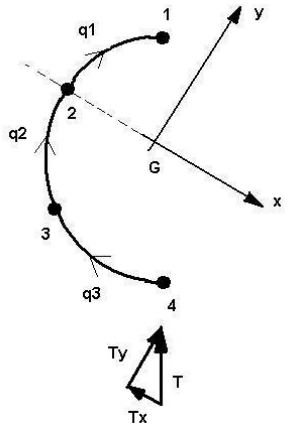

Figura 23.8: Sezione aperta

Tale sezione possiede tutte la rigidezze possibili: rigidezza assiale, flessionale, al taglio e torsionale. Essa può essere caricata con una forza di taglio in qualsiasi direzione ed applicata in qualsiasi punto del piano della sezione e con un momento comunque applicato. Ai fini della determinazione dei flissi di taglio la sezione e ancora isostatica, tuttavia è necessario introdurre anche l'equilibrio dei momenti nel piano della sezione rispetto ad un punto qualsiasi del piano stesso. In questo caso il centro di taglio viene determinato mediante equazioni che prendono in considerazione la deformabilità della struttura ed è individuato come il punto di applicazione di una sollecitazione tagliante per cui non si ha rotazione reciproca delle sezioni della trave (si ricorda che il centro di taglio è una proprietà della sezione. Applicando un taglio nel centro di taglio di una sezione non si ha rotazione reciproca di tutte le sezioni della trave in questione solo se questa è a sezione costante e non è torta. Conviene quindi riferirsi alla rotazione reciproca di due sezioni poste a distanza dz quando si vuole definire il centro di taglio di una sezione di una trave generica e non alla rotazione reciproca di due sezioni qualsiasi della trave stessa (nota dello sbobinatore di turno, Andrea, e quindi perfettamente opinabile)).

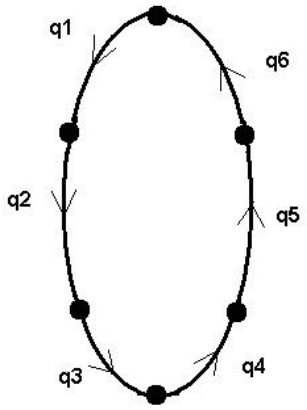

Figura 23.9: Sezione chiusa

Capitolo 24

15-12-03

Riprendiamo alcuni concetti evidenziati nella lezione precedente.

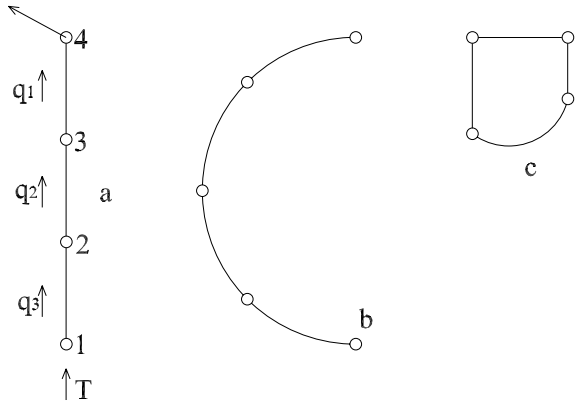

Figura 24.1: Varie tipologie di strutture

Considerando la figura 24.1.a, possiamo dire che la nostra struttura ad anima rettilinea sarà in grado di sopportare un'azione tagliante con la limitazione che questa sia allineata con l'asse e un momento flettente purchè questo agisca in un piano parallelo all'anima stessa. Il fatto che ci siano più di due correnti vuol dire che i flussi all'interno possono essere diversi ($q_1 \neq q_2 \neq q_3 \neq \ldots$) a differenza di una struttura con un pannello solo e due correnti dove il flusso nel pannello è sempre lo stesso poichè unico. Invece la sezione di figura 24.1.b potrà essere usata per sopportare un taglio orientato in qualsiasi direzione purchè passante per il centro di taglio della sezione stessa (nella sezione precedente questo era nascosto nell'affermazione che il taglio doveva essere allineato con l'anima) e un momento

flettente comunque sia orientato. Come procediamo per il calcolo dei flussi dovuti a un taglio nella prima sezione (Figura 24.1.a), taglio, come detto prima, allineato con l'anima? Usiamo esclusivamente delle relazioni di equilibrio, in particolare useremo 3 equazioni che mettono in equilibrio i correnti, lungo il loro asse in quanto possono essere caricati solo lungo quest'ultimo, assoggettati alla variazione dell'azione assiale N provocata al taglio (forza per unità di lunghezza) e i flussi che ci sono sui pannelli che concorrono sul corrente. Vogliamo trovare q_1, scriviamo quindi l'equilibrio del corrente 4 come

$$q_1 + \frac{T \cdot S_4}{J} = 0 \quad \text{da cui} \quad q_1 = -\frac{T \cdot S_4}{J} \tag{24.1}$$

dove S_4 è il momento statico del corrente rispetto all'asse principale d'inerzia, asse baricentrico e con momenti misti nulli, che equivale alla somma di S_1, S_2 e S_3 in quanto $\sum S = 0$ se questi sono calcolati per un asse baricentrico, mentre J è il momento d'inerzia di tutta la sezione. Se vogliamo trovare q_2 possiamo scrivere

$$q_2 - q_1 + \frac{T \cdot S_3}{J} = 0 \quad \text{oppure} \quad q_2 + \frac{T \cdot (S_3 + S_4)}{J} = 0 \tag{24.2}$$

in generale sarà

$$\Delta q = \frac{T \cdot S_n}{J} \tag{24.3}$$

Per una sezione aperta sfruttiamo il fatto che dopo il corrente 4 non c'è un flusso di taglio o meglio il flusso di taglio è nullo e quindi la 24.3 diventa immediatamente la 24.1. Procedendo in questa maniera siamo in grado di trovare, con le sole equazioni di equilibrio, i flussi q_1, q_2 e q_3, avendo calcolato a priori baricentro e assi principali d'inerzia.

Se vogliamo fare la stessa operazione, ovvero calcolare i flussi su ogni singolo pannello, per la sezione di figura 24.1.b, teniamo presente che rispetto al caso precedente non è cambiato nulla, l'unica variazione dal punto di vista operativo e non logico è che il taglio (che puo' essere orientato in qualsiasi direzione) non ha una sola componente rispetto agli assi principali d'inerzia, questo comporta che una volta trovato il baricentro e gli assi principali d'inerzia dovremmo scomporre il taglio nelle due direzioni principali e per ognuna di queste calcolarne gli effetti che poi sommeremo alla fine. Dobbiamo quindi fare due operazioni piuttosto che una sola, ma è uguale identico a prima. Nota bene che nel primo caso abbiamo utilizzato solo equazioni di

equilibrio alla traslazione, mentre quella di equilibrio dei momenti, che fine ha fatto ? L'abbiamo utilizzata implicitamente quando abbiamo detto che il centro di taglio è allineato con l'anima della sezione (figura 24.1.a). Nel secondo caso (figura 24.1.b) la utilizziamo invece esplicitamente per trovare il centro di taglio.

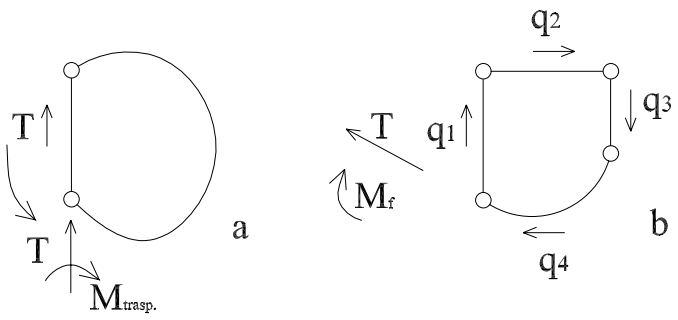

Figura 24.2: Sezione chiusa

Per porter togliere ulteriori indicazioni che abbiamo visto nelle sezioni precedenti, cioè del posizionamento della forza tagliante, dobbiamo chiudere la sezione, cioè rendere adatta la sezione a sopportare un taglio comunque collocato nel piano della sezione stessa. É chiaro che se avessimo, nella chiusura della sezione, due soli pannelli ma soprattutto due soli correnti (figura 24.2.a) avremo ancora la limitazione della forza tagliante (direzione allineata con l'anima trasversale), però comunque collocata nel piano stesso. Supponendo che la forza T abbia la direzione parallela alla congiungente i due correnti, dovunque sia collocata possiamo spostarla in linea con i due corrente, lasciandola invariata, aggiungendo però un momento di trasporto $M_{trasp.}$. Facendo un semplice equilibrio vediamo subito che la forza T sarà sopportata solo dall'anima, mentre $M_{trasp.}$ sarà sopportato da tutte i due pannelli in maniera uniforme in quanto non vi è variazione di azione assiale ma lavorano solo i pannelli.

Adesso togliamo anche quest'ultimo limitazione e supponiamo che la nostra sezione sia fatta come quella in figura 24.2.b. In questo caso sappiamo, per quanto detto precedentemente, che possiamo collocare una forza tagliante T in qualsiasi posizione del piano e in qualsiasi direzione del piano. Colleghiamo a questa anche un momento flettente e supponiamo che questa forza e momento siano posizionati come in figura 24.2.b. Adesso vogliamo vedere, per quanto concerne il taglio, quan-

to varranno i quattro flussi di taglio q_1, q_2, q_3, e q_4. Notiamo che rispetto alla sezione precedente (figura 24.1.a) l'unica differenza, a parte il fatto che non ha anima rettilinea, è che adesso la sezione è chiusa e quindi abbiamo ancora 4 correnti ma abbiamo anche 4 pannelli e quindi 4 flussi. Questo vuol dire che le equazioni di equilibrio che abbiamo usato prima non sono sufficienti, in quanto vige ancora la regola che un'equazione di equilibrio dei correnti è combinazione lineare degli altri 3. Quale sarà quindi l'equazione che useremo in più per determinare i flussi agenti nella sezione. Non avendo posto limitazioni al taglio, la nostra equazione non sarà altro che l'equazione di equilibrio dei momenti nel piano della sezione. Quindi una sezione chiusa una volta sola, o meglio, che nel suo circuito forma una sola cella, noi la dichiariamo, agli effetti della determinazione dei flussi di taglio, **isostatica**. Notiamo comunque che ci manca una caratteristica della sezione: il centro di taglio. Mentre prima coincideva con l'unico punto per cui far passare la forza per avere equilibrio, in questo caso è libero il centro di taglio cioè la sezione è in grado di sopportare l'azione tagliante a prescindere dallo stesso.

Proviamo a pensare a quale possa essere uno dei tanti scopi della conoscenza del centro di taglio. In altri campi dell'ingegneria del centro di taglio se ne fanno un baffo o quasi, a noi invece interessa moltissimo. Pensiamo ad un'ala: il luogo dei centri di taglio delle varie sezioni è quello che noi definiamo asse elastico. Il problema è che se prendiamo anche solo tre sezione e proviamo a calcolare i tre centri di taglio immancabilmente risulta che questi non sono allineati, abbiamo quindi una spezzata. Questo comporta che assieme alla flessione avremo quasi sempre abbinata anche una torsione. Già questo ci mette insieme queste due sollecitazione solo per come è fatta la nostra sezione. In generale il fatto che ci sia torsione, implica che la nostra sezione ruota e quindi cambia l'incidenza, il tutto varia al variare del carico, avremo quindi delle deformazioni di tipo torsionale sull'ala. Questo porta ad avere una **instabilità di divergenza torsionale**, infatti se sono in volo più aumento il carico (la portanza in questo caso), più aumenta l'angolo di torsione. Se poi mettiamo insieme l'effetto di flessione avremo un effetto di **instabilità di tipo dinamico**, avremo quindi una variazione di forze nel tempo e quindi una variazione di accelerazioni nel tempo che comporta la generazione di forze d'inerzia. Da qui nasce l'esigenza di conoscere la posizione del centro di taglio, non in senso assoluto ma in concomitanza con la conoscenza del **baricentro**, per quanto concerne le forze d'inerzia, e del **centro di pressione**, per quanto concerne le forze aerodinamiche, in

modo da poter modificare uno rispetto all'altro durante la progettazione e farsi che siano il più allineati possibile lungo l'apertura in modo da diminuire gli abbinamenti tra flessione e torsione. Questi 3 punti non devono essere visti separatamente ma in relazione uno all'altro anche lungo le varie sezioni.

Per determinare il centro di taglio nella nostra sezione sfrutto la sua definizione. Ci riferiamo come sempre per comodità ad un sistema di assi principali d'inerzia, rispetto ai quali porremo la posizione del centro di taglio. Dobbiamo calcolare la rotazione della cella. Innanzitutto calcolo gli spostamenti, utilizzo il principio di conservazione dell'energia, uso il PLV o altri metodi simili, in tutti i casi scrivo un equilibrio tra l'energia esterna e l'energia interna (energia elastica). Devo conoscere gli sforzi nella singola sezione, che per una rotazione sono solo nei pannelli, la rigidezza dovuta al materiale della mia sezione, lo spessore dei pannelli e soprattutto i flussi, quindi possiamo fare l'integrale delle deformazioni, trovare la rotazione, annullarla e ricavare le coordinate del centro di taglio rispetto agli assi principali d'inerzia. Come faccio a calcolare i flussi di taglio? Ricavo gli assi principali d'inerzia, scompongo il taglio rispetto a questi e per ognuna delle componenti vado a valutare i flussi di taglio. Utilizziamo quindi le equazioni di equilibrio dei correnti più l'equazione di equilibrio dei momenti nel piano per risolvere il problema. La posizione della forza tagliante (che indichiamo con $\overline{x}, \overline{y}$) rientra come incognita per la prima volta nell'equazione di equilibrio dei momenti, si trascina fino all'equazione della rotazione che annullandola mi da la posizione del centro di taglio.

Passiamo ora a considerare non più una sezione monocella ma una pluricella e in particolare con due celle (Figura 24.3). É un'estensione della sezione precedente che può sopportare tutto quello che sopporta la sua precedente. Ha in particolare un'anima trasversale in più e ovviamente un diverso numero di correnti.

In questo caso il procedimento, prima per determinare i flussi di taglio e successivamente il centro di taglio, ci pone qualche problema diverso: è iperstatico, quindi le pure equazioni di equilibrio (lungo i correnti e dei momenti) non sono più sufficienti a calcolare i flussi di taglio. Bisogna quindi imporre anche equazioni di congruenza. Dobbiamo conoscere quindi a priori le rigidezze dei pannelli, che invece nel caso del monocella non ci servivano per la determinazione dei flussi di taglio ma esclusivamente per la determinazione del centro di taglio. Sfruttiamo per comodità la congruenza delle rotazioni e quindi, indicando con $\dot{\vartheta}_i$ la rotazione di ua singola cella, scriviamo per la nostra sezione bicella

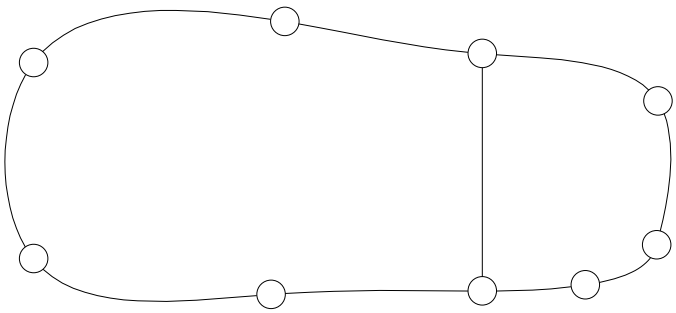

Figura 24.3: Sezione con due celle

$$\begin{cases} \dot{\vartheta}_1 &= \dot{\vartheta}_2 \\ \dot{\vartheta}_1 &= 0 \end{cases} \tag{24.4}$$

mentre per una sezione a tre celle avremo

$$\begin{cases} \dot{\vartheta}_1 &= \dot{\vartheta}_2 &= \dot{\vartheta}_3 \\ \dot{\vartheta}_1 &= 0 \\ \dot{\vartheta}_2 &= 0 \end{cases} \tag{24.5}$$

La differenza più importante resta comunque che per il monocella posso passare al dimensionamento direttamente senza imporre rigidezze e quant'altro mentre per i pluricella non posso fare a meno di queste e devo dare un valore di primo tentativo.

Capitolo 25

16-12-03

Il percorso seguito fino a questo momento ci ha portato dai carichi alle sollecitazioni e quindi alla determinazione delle sezioni dell'ala.

La trave della figura 25.1, che rappresenta un caso fortuito poiché tale trave è posta nella posizione di massimo spessore della sezione, è costituita da due correnti e un'anima e può essere schematizzata strutturalmente tramite la seguente figura:

Prendiamo come condizione di carico la condizione di richiamata a massimo n per una precisa quota, a una certa velocità, la sezione della figura 25.1 può sopportare le condizioni di carico assegnate ? Per la sezione in figura 25.1 c'è un problema, note le ipotesi sugli elementi strutturali viste nelle precedenti lezioni ovvero noto che i correnti possono sopportare solo le azioni assiali (e solo i soli elementi in grado di farlo) i pannelli possono invece sopportare solo le azioni taglianti (ed anch'essi sono i soli a sopportare tali azioni) , come vengono introdotte le sollecitazioni assiali (ed eventualmente flettenti) nei correnti e le sollecitazioni taglianti nei pannelli ?

Le sollecitazioni taglianti e flettenti sono generate dalle forze aerodinamiche e di massa. Le forze di massa saranno dovute a tutte le masse in gioco, nel nostro caso come ipotesi semplificativa supporremo che la massa sia data solo dalla struttura (quindi escluderemo carburante o impiantistica) , tali forze di massa in volo oriz-

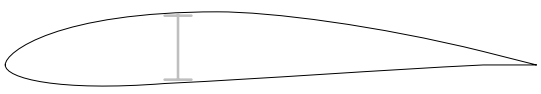

Figura 25.1: Sezione alare.

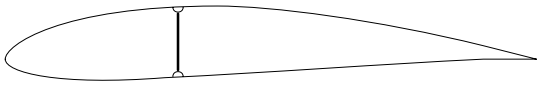

Figura 25.2: Schema della sottostruttura.

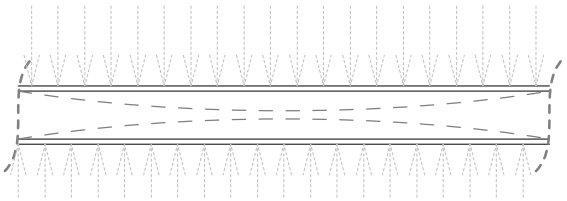

Figura 25.3: Ala in apertura con i carichi applicati.

zontale rettilineo uniforme a velocità costante saranno normali alla traiettoria, le forze aerodinamiche sono dovute a pressioni con un certo andamento (depressione sul ventre compressione sul ventre).

Gli elementi strutturali per come sono stati descritti non sono in grado di accettare le forze appena definite, ovvero la trave della figura 25.1 è in grado di contrastare le sollecitazioni ma non i carichi.

Prendiamo in considerazione la sola trave strutturale (ovvero i longheroni) e i correnti, le forze aerodinamiche daranno in generale delle pressioni come detto, al loro posto prendiamo invece (in riferimento alle forze di figura 25.3) delle forze per unità di apertura. In questo modo vediamo che il nostro sistema non è in grado di sopportare i carichi, i correnti non sono possono sopportare il carico mostrato in figura 25.3 si dovranno flettere, per evitare che questo succeda si dovranno mettere degli elementi che siano n grado di assorbire il carico nella direzione della forza applicata, metteremo quindi dei correnti (poiché noi per ora conosciamo solo due elementi strutturali, i correnti e i pannelli) nella direzione del carico.

Il corrente così messo permette ai correnti paralleli al longherone di flettersi solo dove non è presente, inoltre trasferisce il suo carico assiale derivato da carichi esterni sull'elemento che sopporta il carico tagliante, il pannello. I correnti si deformeranno (non hanno rigidezza fessionale) in modo tale da dare rigidezza flessionale alla struttura.

Nella realtà si avrà una distribuzione di carico sulla trave continua, nella trave

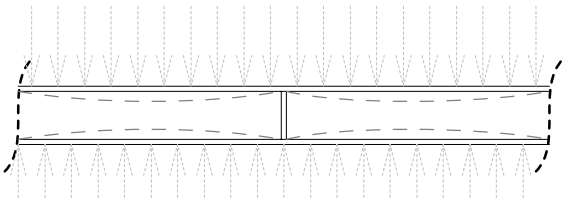

Figura 25.4: Effetto di un corrente che trasporta i carichi.

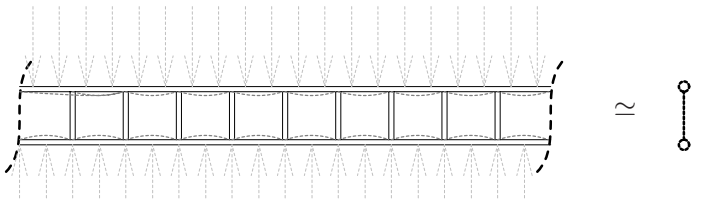

Figura 25.5: Esempio di trave con centine.

però la trasmissione del carico sarà di tipo discontinuo (poiché sarà introdotto in modo discontinuo), il diagramma del taglio sarà quindi a scalini.

La differenza tra il flusso di taglio tra un pannello e l'altro è pari alla variazione di carico introdotto per unità di lunghezza.

Come visto nella precedente lezione, prendendo la sezione normale della trave, anche introducendo nella sezione i correnti che trasferiscono i carichi esterni ai pannelli, non cambierà il modo di lavorare dei correnti e dei pannelli.

La sezione normale della trave vista fino a qui (ovvero come quella di figura 25.1) è in grado di sopportare un carico, ma solo se posto in una particolare posizione (come mostrato nella figura 25.2).

Nel caso però in cui la trave non sia fatta da solo due correnti e un pannello, dovremmo mettere altri elementi strutturali per trasferire il carico, in questo caso utilizzeremo una superficie piena, non

potremo però utilizzare tutta la superficie della sezione poiché al bordo di attacco andranno degli ipersostentatori, così come al bordo di uscita (a cui succederanno gli alettoni in apertura), quindi solo la sezione centrale potrà essere occupata interamente dall'elemento strutturale che trasferirà i carichi, la centina.

L'introduzione del carico proviene da tutta la sezione, la centina deve quindi essere lunga tutta la sezione perché deve andare a prendere i carichi su tutta la

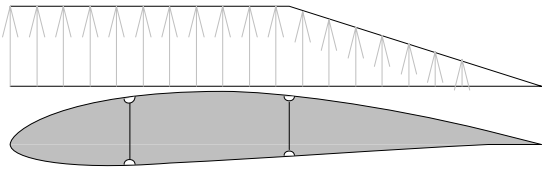

Figura 25.6: Schema di una centina.

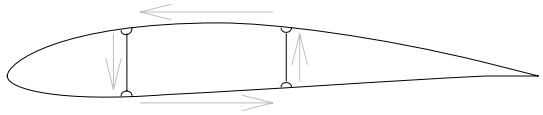

Figura 25.7: Flussi di taglio nella parte strutturale della centina.

sezione, anche se la parte strutturale che lavora è solamente la parte centrale.

La centina è vincolata ai pannelli poiché essa è stata introdotta per passare i carichi esterni alla struttura, la centina quindi non è collegata completamente ai longheroni ma solo ai pannelli, i flussi di taglio saranno dunque solo nelle parti strutturali:

In generale si preferisce fare la centina in pezzi successivamente vincolati tra loro per lasciar passare i correnti, possiamo quindi schematizzare in modo molto sintetico una centina come in figura 25.8

Nelle due sezioni a sbalzo della figura 25.8 potremmo andare subito a valutare le azioni interne quali il taglio e il momento flettente. La centina deve sopportare il carico in un piano ben preciso, tale elemento strutturale dovrà quindi essere molto rigida nel suo piano di lavoro per mantenere la sua forma sotto carico (deformandosi altererebbe i carichi a cui è sottoposta) , fuori dal piano deve essere molto poco rigida per non alterare il comportamento dell'ala a pannelli e correnti visto che tale soluzione lavorava già bene con le sollecitazioni.

Vediamo ora cosa succede al tratto di centina vincolata

le uniche sollecitazioni che possono esistere per la centina sono quelle mostrate

Figura 25.8: Schema a travi di una centina.

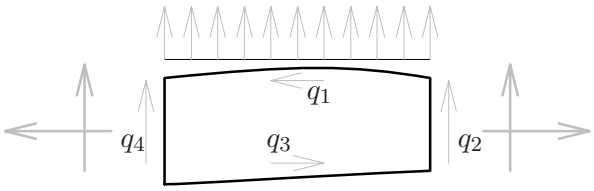

Figura 25.9: Forze agenti su una centina vincolata.

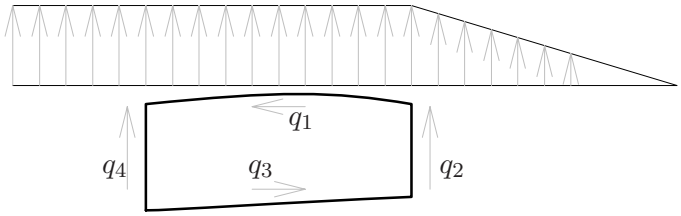

Figura 25.10: Carico che compete alla parte vincolata della centina.

in figura 25.10 , ovvero le forze dovute alle altre parti della centina, ai carichi esterni sulla sezione della centina e ai flussi di taglio in essa, tutte queste forze contribuiscono alle sollecitazioni della struttura. Le risultanti sulla centina dovranno necessariamente essere equilibrate visto che la sua funzione strutturale è solo quella di trasmettere i carichi. Nella tipologia strutturale del semiguscio (correnti e pannelli) la sezione verra schematizzata come già fatto in precedenza, ovvero tramite due correnti e un'anima anche nel caso della centina, come già mostrato in figura 25.2.

Solo la parte centrale della centina reagirà al carico totale

per calcolare i flussi di taglio agenti nella centina basta conoscere la risultante dei il carichi esterni (si ricorda che sulla centina agiscono i flussi equilibranti), calcolati i flussi si hanno sezione per sezione le sollecitazioni sulle centine.

Nell'ala saranno presenti un certo numero di centine, la distribuzione del taglio in apertura sarà quindi non più di tipo continuo ma a gradini, in modo che il carico totale sia lo stesso, la discontinuità tra uno scalino e l'altro sarà la frazione di carico intordotta dalla centina.

In condizioni ideali ogni centina si prende una frazione del carico effettivo, metà da una parte, metà dall'altra

ogni centina si prende una frazione di carico (come nel caso dei travetti dei tetti).

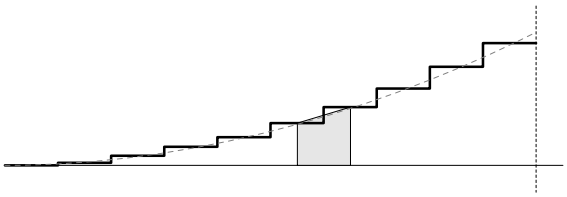

Figura 25.11: Diagramma del taglio in apertura.

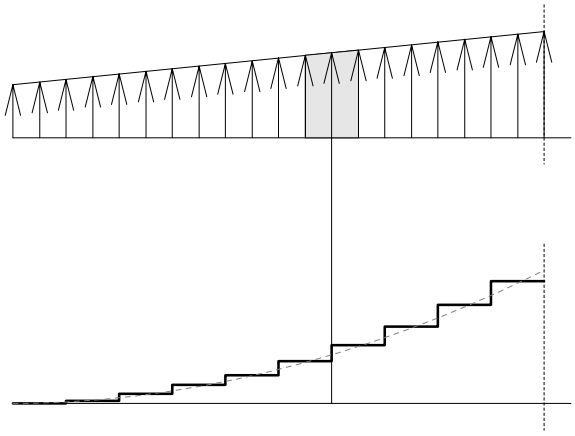

Figura 25.12: Diagramma del momento flettente in apertura.

Il caso ottimale per trasferire i carichi nell'ala sarebbe dunque quello di utilizzare un numero di centine infinito, quindi un'ala piena.

Come nel taglio, anche il diagramma del momento flettente non corrisponderà al caso continuo, in questo diagramma il momento sarà rappresentato da una linea spezzata, ma come per il taglio il carico totale sarà lo stesso.

In questo diagramma non si hanno discontinuità di salto perché come visto le centine non introducono momenti flettenti fuori dal loro piano di lavoro (quindi l'unico momento flettente che è in grado di introdurre è il momento torcente dell'ala).

Circa il nuero di centine da porre nell'ala si cerchera di ottenere un diagramma del taglio e del momento flettente più simile possibile al caso continuo perché in questo modo si avranno meno discontinuità nella struttura.

Capitolo 26

17-12-03

È necessario prevedere di avere forze concentrate applicate sull'ala, che possono essere dovute al fatto che all'ala magari è applicato il sistema propulsivo, il carrello, ma sicuramente vi saranno le superfici mobili, ovvero alettoni, ipersostentatori, diruttori, aerofreni. Prendiamo ad esempio gli alettoni, come possiamo collegare l'alettone all'ala?(Figura 26.1) Possiamo pensare a delle cerniere, consideriamo ad esempio di applicarne due; in generale, più ne prevediamo, più il pezzo resterà rigido. Vi sarà poi anche un attacco che lo collega al comando.

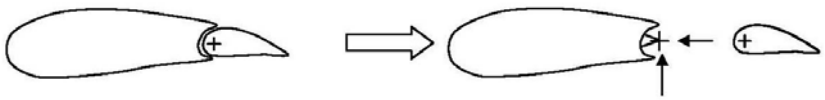

Figura 26.1: Semplice schema di assemblaggio ala - alettone

In corrispondenza degli attacchi delle cerniere dobbiamo pensare che arrivano i carichi che l'alettone trasmette all'ala. Per essere più chiari, prendiamo il complesso ala e alettone: se li separiamo, sull'ala resta un qualcosa che genera la cerniera, e qui appunto si eserciteranno le forze che trasmette l'alettone: saranno forze giacenti nel piano della sezione, in particolare saranno genericamente scomponibili in una risultante orizzontale e una verticale. Tenendo presente che stiamo utilizzando una tipologia strutturale a semiguscio, ci chiediamo cosa dovremo prevedere in corrispondenza delle sezioni dove si trovano le cerniere. Sicuramente dovrò prevedere delle centine, altrimenti è impossibile introdurre un carico; stesso discorso vale per l'alettone nei punti in cui si collega all'ala, anzi qui avrò una centina anche nel

punto in cui si attacca il comando, che sarà collegato ad una certa distanza dall'asse di cerniera. Guardando la situazione in pianta, ogniqualvolta si presenta un attacco dovrò inserire una opportuna centina. Pensiamo adesso a come realizzare materialmente l'attacco all'ala, quindi a come costruire la cerniera.

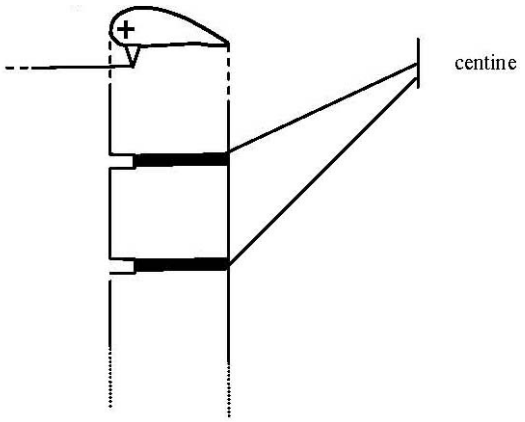

Figura 26.2: Posizionamento delle centine nell'alettone

Nei punti di attacco dovrò sicuramente realizzare degli intagli (Figura 26.2), all'interni dei quali entreranno gli attacchi dell'ala. Adesso devo vincolarli, tenendo sempre presente che deve risultare una cerniera; posso pensare ad esempio di realizzare un attacco a forcella, ossia di vincolare con un perno (cilindrico) gli intagli agli elementi dell'ala (Figura 26.3).

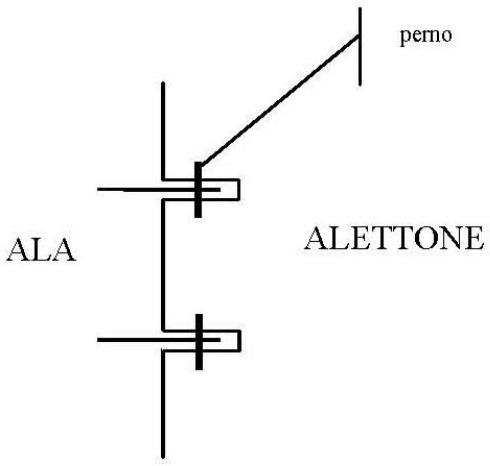

Figura 26.3: Esempio di collegamento tra ala e alettone

Ora se voglio mettere il perno devo anche pensare a bloccarlo opportunamente in senso assiale. Dunque abbiamo detto che pratichiamo un foro sia sugli elementi dell'ala che attraverso le fessure dell'alettone come mostrato e all'interno facciamo passare un perno. Per bloccarlo potremmo pensare di usare un anello Siegel: questo sostanzialmente è un anello aperto (Figura 26.4).

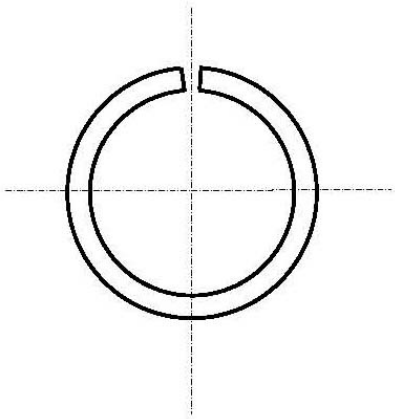

Figura 26.4: Anello Siegel

La sua prerogativa è che è possibile deformarlo consistentemente in maniera elastica, nel suo piano; grazie a questa caratteristica possiamo aprire l'anello allargando l'apertura o chiuderlo per stringerla. Lo potremmo mettere all'esterno del perno in una sede, in modo da bloccarlo, ma può essere utilizzato anche all'interno, se il perno fosse cavo. Il problema a questo punto è che in campo aeronautico non si utilizzano anelli Siegel, adesso vediamo il motivo. Per poter inserire un anello di questo tipo, è necessario realizzare una cava sul perno, tipicamente tramite una lavorazione di tornitura, come mostra la figura 26.5.

È chiaro che per far sì che l'elemento mantenga il posizionamento bisogna fare una lavorazione estremamente precisa, in modo che gli spigoli siano precisi per un ottimo accoppiamento tra cava e anello. La cava però è anche una discontinuità, anzi un intaglio, come si vede nell'ingrandimento, e per ogni anello lungo il perno dovrei praticare questa cava. Il comportamento a fatica del perno risente molto di questi intagli, perché nei pressi di questi si hanno delle concentrazioni di sforzi. Quando si progetta un pezzo, di un determinato materiale, si cerca sempre di fare in modo che gli sforzi presenti siano prossimi a quelli massimi permessi (di snervamento

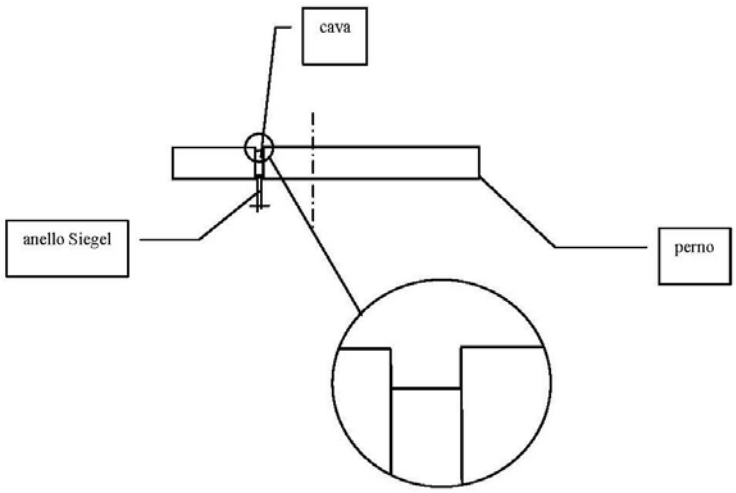

Figura 26.5: Realizzazione della cava nel perno per inserimento di un anello siegel

piuttosto che di rottura) per quel materiale, in modo da usare meno materiale e risparmiare peso. Considerando il perno uniforme, gli sforzi avrebbero un andamento continuo e pressoché uniforme; nel momento in cui realizziamo gli intagli, gli sforzi si ridistribuiscono in modo da equilibrare sempre le azioni interne, ma in questa ridistribuzione si generano degli sforzi secondari, dovuti proprio alla discontinuità, che tendono a provocare la rottura. Più che il restringimento di sezione, sono proprio questi sforzi secondari i responsabili del cedimento, che si generano per il fatto che è stato asportato materiale che altrimenti avrebbe sopportato gli sforzi. Questa rottura si verifica per valori degli sforzi medi, che normalmente non sarebbero critici. Questo per quanto riguarda un punto di vista statico. Dal punto di vista della fatica vera e propria, il ripetersi dei carichi fa sì che negli intagli si arrivi allo sforzo di snervamento: questo porta ad un incrudimento del materiale, che quindi diventa più fragile, e si verifica una fessurazione del materiale che viene portata avanti dal riproporsi ciclico dei carichi. Questo metodo perciò non viene utilizzato. Potremmo usare una spina che blocca il perno, però attenzione che la spina in realtà è un altro perno, che dovrà essere bloccato, rischiamo di andare avanti all'infinito. In questo caso però c'è la soluzione. Innanzi tutto è necessario praticare un forellino nel perno, per fargli passare dentro la spina. La spina, realizzata con un occhiello da una parte, viene deformata dall'altra in modo da impedirne la fuoriuscita, come mostra la figura 26.6.

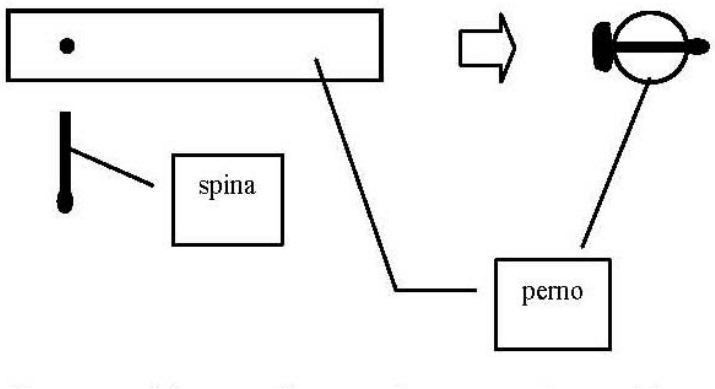

Figura 26.6: Bloccaggio del perno tramite spina

Queste spine si dicono anche (inudibile ndr). Siamo passati dall'intaglio laterale ad un intaglio centrale: non utilizzo neanche le spine. Un altro metodo potrebbe essere quello di bloccare il perno con due dadi, magari realizzando la filettatura direttamente sul perno. Il problema il questo caso è che potrebbero allentarsi e non ci sarebbe modo di verificarlo. Allora si realizza una frenatura, non sul perno, ma direttamente sul dado: si pratica un forellino e si inserisce il filo di frenatura, che poi verrà bloccato. Oppure posso usare un controdado, in questo modo la forza sulla superficie dei dadi a contatto è più elevata, questo perché quando serro i dadi in realtà deformo (elasticamente) il perno, in particolare a trazione, quindi questo reagisce comprimendo i dadi l'uno contro l'altro: questo impedisce ai dadi di allentarsi. È importante valutare la cosa dal punto di vista fisico, perché poi noi andremo a vedere proprio il valore di questa forza, in quanto dovremo verificare se il serraggio tiene e se il perno in quella zona non si trovi soggetto a snervamento: insomma dovrò decidere una coppia di serraggio. Questa soluzione però pesa di più perché devo aggiungere due dadi in più per ogni perno. Tenendo buono il bloccaggio con dadi, posso utilizzare dei dadi autobloccanti, detti anche dadi stop, una soluzione che pesa di meno. Questi dadi hanno una estremità non filettata, in modo che quando li avvito, nella rondella liscia si genera il filetto che va a premere e quindi la coppia per svitarli risulta essere maggiore. L'inconveniente è che una volta svitati non possono essere reimpiegati. Esistono anche dei dadi stop che vengono realizzati come dadi tradizionali, poi vengono deformati con una martellata che li rende ovali. In questo modo quando li applico, devo imprimere una coppia superire perché devo

ripristinare la forma originale: i dadi saranno opportunamente più teneri del perno in modo da non mangiare il filetto, tipicamente vengono inteneriti col piombo. Adesso che abbiamo assicurato il bloccaggio del perno, possiamo procedere e vedere come posso realizzare la forcella: ci vorranno due sedi a rigore.

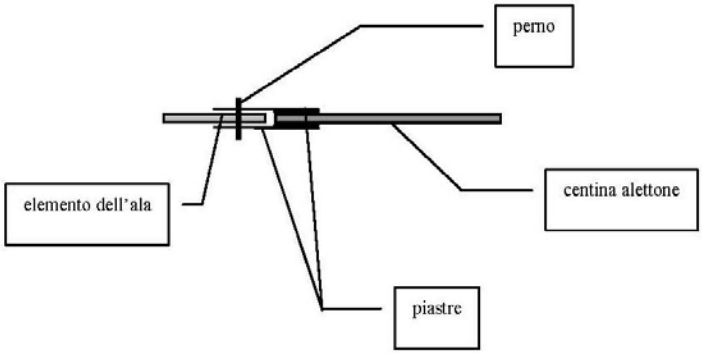

Figura 26.7: Esempio di collegamento tra ala e alettone tramite piastre e perno

Una soluzione consiste nel prendere una centina e saldarle lateralmente due piastre forate che costituiscono la forcella, come mostra la figura 26.7. Il problema è che le leghe di alluminio strutturali di impiego aeronautico non sono saldabili, quindi devo fissare le piastre in un altro modo: si chiodano.

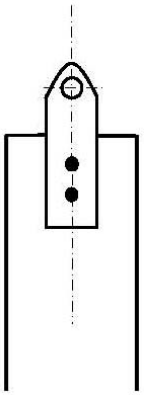

Figura 26.8: Piastra inchiodata alla centina dell'alettone

Metteremo almeno due chiodi per fare in modo che mantengano sempre la posizione; la soluzione è illustrata figura 26.8. Il problema è come posizionare i due

chiodi. Sul foro genericamente avremo una forza che come al solito potremo scomporre lungo le due direzioni perpendicolari, una diretta come l'asse della piastra e una trasversalmente. I chiodi forniranno certe reazioni, in particolare il problema è iperstatico, se ne ho almeno due. Il risultato è che il carico non si ripartisce uniformemente ma si caricano maggiormente i chiodi esterni. Se il problema è iperstatico, per risolverlo dobbiamo andare a valutare le deformazioni in gioco ovvero la rigidezza dei pezzi in gioco, che in questo caso sono la piastra e i due chiodi. In generale, il primo chiodo riceve il carico, si deforma e deforma anche la piastra, quindi il secondo chiodo e i successivi si deformano in conseguenza del carico che gli arriva e di quanto si sono deformati i chiodi precedenti; questo fenomeno si ripete fin che il carico va affievolendosi e si distribuisce in maniera costante sui chiodi, se i chiodi sono in numero sufficiente e il pezzo è abbastanza lungo. In effetti dallo schema a semiguscio sappiamo che la forza agente sul chiodo è pari al flusso di taglio agente sul pannello moltiplicato il passo della chiodatura: questo discorso però funziona finché le cose ci permettono di individuare un flusso di taglio. Allora come possiamo fare per uniformare il carico e ridurre la discontinuità anche se il passo è piccolo? Dobbiamo giocare sulla deformabilità e quindi sulla rigidezza dei chiodi e della piastra, modificandone opportunamente la forma magari. In genere infatti questi pezzi sono rastremati alle estremità in modo da ridurre la rigidezza e far caricare subito i chiodi intermedi, in modo da distribuire il carico. Possiamo anche pensare di utilizzare un incollaggio. Notare però che avremo lo stesso identico problema, ossia si caricano maggiormente le zone esterne dell'incollaggio. Vediamo adesso come si distribuiscono i carichi nel caso di una tipologia di struttura a semiguscio. Pensiamo ad una fusoliera di un velivolo da trasporto passeggeri. Schematizziamo la fusoliera come una trave ad asse rettilineo con delle sezioni di forma (per esempio) circolare. I carichi che sopporta la fusoliera saranno introdotti dagli impennaggi, verticale e orizzontale, che introdurranno un carico di tipo prevalentemente aerodinamico, quindi perpendicolare agli impennaggi stessi, ma anche dei momenti flettenti e torcenti. Questo vuol dire che analogamente all'alettone nei punti dove gli impennaggi introducono i carichi dovrò avere delle ordinate di fusoliera. Anche le ali introducono dei carichi, quindi in corrispondenza degli attacchi alari metteremo un'altra ordinata. Abbiamo poi i carichi dovuti ai passeggeri e al carico in generale, che saranno esclusivamente carichi di massa. Pensiamo a questi carichi: in generale non metteremo una ordinata per ogni fila di seggiolini. I seggiolini a loro volta sono vincolati a delle

travi longitudinali, che corrono lungo la fusoliera, in grado di prendere i carichi delle poltroncine e spostarli alle ordinate preposte allo scopo. Saranno quindi degli elementi con rigidezza a taglio e a momento flettente, ed in generale anche a momento torcente. Questo compito allora è svolto diciamo dal pavimento: i passeggeri infatti in generale non si troveranno solamente sul seggiolino ma si sposteranno all'interno della fusoliera. Per realizzare il pavimento insomma occorreranno delle altre travi poste trasversalmente. Nasce allora un elemento strutturale che prende il nome di piastra, in contrasto con quello che chiamiamo pannello, perché reagisce sia a sollecitazione assiale che flessionale ed ha uno spessore non indifferente.

Capitolo 27

07-01-04

Riprendiamo il discorso interrotto prima delle vacanze.

Avevamo già introdotto la tipologia strutturale del semiguscio, di cui 2 sono gli elementi strutturali costitutivi, correnti e pannelli, e combinandoli nel modo corretto noi riusciamo a risolvere quasi tutti i problemi strutturali di un aeroplano. Ci si basa su questa tipologia perchè è ottimizzata dal punto di vista del peso strutturale rispetto ad altre soluzioni. Questo tipo di struttura però non è in grado di prendere da sola i carichi provenienti dall'esterno; per potersi caricare (e quindi assolvere la sua funzione) servono ulteriori elementi (centine per le ali ed ordinate per le fusoliere) che prendano su di sè i carichi e li trasferiscano alla struttura.

Pensiamo ad un'ala: abbiamo i correnti, che come dice il nome, corrono lungo l'apertura dell'ala (lungo l'asse della trave, più o meno paralleli ad esso); ci sono poi i pannelli, sia di rivestimento sia interni alla struttura. I pannelli esterni sono direttamente a contatto con l'atmosfera e quindi essi stessi localmente subiscono la pressione aerodinamica.

Si parla di struttura portante quando la struttura lavora, oltre che per svolgere i propri compiti strutturali (per es. per i pannelli sopportare il taglio), anche come primo ricevimento di carichi.

I pannelli di contorno non fanno altro che trasferire i carichi esterni sugli elementi trasversali (centine), non essendo in grado essi stessi di sopportare tutto il carico così com'è; poi le centine si incaricano di trasferire i carichi a tutti gli elementi, compresi i pannelli esterni. I pannelli di rivestimento sono sottoposti quindi a due tipi di sollecitazione: dal punto di vista globale, al carico proveniente dalle centine;

localmente c'è però un ulteriore carico: punto per punto c'è il carico proveniente dalla pressione effettiva presente. Per i pannelli interni (tipicamente le anime dei longheroni) abbiamo invece solamente i carichi trasmessi dalle centine.

Le centine, per svolgere il loro compito (prendere il carico dall'esterno ed immetterlo nella struttura principale) devono essere, nel loro piano, rigide il massimo possibile, compatibilmente con le limitazioni che ci siamo dati sulla sicurezza strutturale; i.e. le deformazioni nel proprio piano devono essere limitate affinchè la forma del profilo non cambi in maniera sostanziale, tale da far variare le prestazioni dell'intero velivolo. Al contrario, le centine devono possedere una flessibilità molto grande fuori dal loro piano, per evitare di interferire con il corretto funzionamento dei correnti e dei pannelli lungo l'asse della trave. In questo senso tipicamente le centine saranno orientate mediamente in un piano normale all'asse della trave.

Le centine quindi, per loro caratteristica, sono in grado di sopportare sollecitazioni solo nel proprio piano; faremo l'ipotesi di considerare in prima istanza le centine come una trave; una trave però particolare, perchè limitata nelle sue possibilità di funzionamento (e di carico) alle sole sollecitazioni nel proprio piano: N, M_f e T nel piano della centina stessa. Possiamo risolvere il problema strutturale disegnando le diverse sezioni della centina nella maniera più semplice possibile, che avevamo già visto essere quella con soli 2 correnti non sovrapposti uniti da un unico pannello (anima). Il carico sulle centine è noto: non è altro che quella porzione del carico totale che agisce sulla trave, presa più o meno tra un semipasso a destra e uno a sinistra della centina stessa (a carico costante questo è il vero, altrimenti è un'approssimazione). (Noi abbiamo già calcolato le azioni (sollecitazioni) lungo l'asse della centina ed in particolare il T; il taglio sulla centina è la differenza tra la sollecitazione tagliante di un semipasso e quella del successivo, presi a cavallo della centina stessa)

Valutato il carico nella sua distribuzione lungo l'asse della trave-centina (i.e. lungo la corda alare) possiamo valutare la maniera di trasferire il carico dalle centine alla struttura principale; quest'ultima si riduce, per una centina, ai soli pannelli cui la centina è vincolata, nel senso che i correnti non sono in grado di sopportare carichi normali al loro asse (i correnti, se non in casi speciali, non sono vincolati alle centine). I pannelli collegati alle centine, per le ipotesi elementari del semiguscio, sono in grado di sopportare solo sforzi nel loro piano (sforzi taglianti), ed in particolare siamo abituati ad individuare, al posto degli sforzi, i flussi di taglio, che si trasmettono tra centine e pannelli e viceversa. I flussi di taglio per la centina costituiscono

le reazioni vincolari; se isolassimo la centina dai pannelli cui è vincolata dovremmo aggiungere, agenti sulla centina, i flussi di taglio cambiati di segno; così avremmo la centina che è in equilibrio sotto l'azione dei carichi esterni (la porzione di carico esterno che compete a quella centina) e delle forze corrispondenti ai flussi di taglio. Possiamo ora proseguire cercando di individuare l'asse della trave-centina; a priori, non conoscendolo, possiamo solo fare delle ipotesi (per es. possiamo, come primo tentativo, assumere l'asse coincidente con la corda del profilo in cui la centina è immersa); procediamo valutando le sollecitazioni lungo tale asse (N lungo l'asse, T normale ad esso e M_f nel piano della centina) generate dai carichi esterni (aerodinamici e di massa). Per completare l'analisi si devono scegliere i materiali e disegnare la sezione adatta, che abbiamo riconosciuto essere del tipo a due correnti e un'anima.

In conclusione quindi vediamo che per le centine si procede direttamente ed in base alle sollecitazioni si arriva a designare il tipo di sezione adeguata (che risponde alle esigenze di rigidezza e resistenza).

Consideriamo ora un diaframma di fusoliera, i.e. un'ordinata. La fusoliera è il contenitore del carico pagante, quindi serve il maggior spazio interno disponibile, compatibilmente con il vincolo geometrico esterno; la parte strutturale sarà quindi concentrata sul contorno. Anche per la fusoliera la tipologia strutturale adottata è quella del semiguscio: correnti che corrono dal principio alla fine della fusoliera e pannelli, solitamente solo di rivestimento. Le ordinate si configurano come degli anelli; la loro funzione è sempre quella di prendere il carico esterno e trasferirlo ai pannelli. L'anello, che nel suo piano deve possedere la maggior rigidezza possibile, cioè tale che le deformazioni sotto carico non arrivino a causare deformazioni della fusoliera stessa nella zona in cui c'è l'ordinata, superiori al limite che farebbe cambiare le prestazioni della fusoliera (perturbare l'aspetto aerodinamico esterno e arrivare a toccare il carico all'interno); fuori dal piano la rigidezza deve essere la minima possibile, compatibilmente con la rigidezza nel piano.

Facciamo l'ipotesi di fusoliera a sezione circolare, per semplicità.

L'anello è una trave rettilinea avvolta su se stessa, è una trave calandrata. Partendo da una trave con asse rettilineo e sezioni normali all'asse stesso calandriamo la trave chiudendola su se stessa fino a formare un anello chiuso. L'asse dell'ordinata (asse sempre definito come il luogo dei punti per cui passa la risultante dei carichi applicati alle singole sezioni) è l'asse che era della trave rettilinea ed ogni sua singola sezione è perpendicolare all'asse stesso. Il carico agente sull'ordinata è ancora

la porzione del carico totale che grava sulla fusoliera competente a quel tronco di fusoliera preso a cavallo dell'ordinata stessa.

Adesso ci chiediamo: possiamo, viste le analogie, comportarci come per la centina e ricavare le reazioni vincolari sull'ordinata? Sì, possiamo procedere e ricavare i flussi di taglio equilibranti i carichi esterni, flussi variabili da un pannello all'altro.

Si può quindi operare la messa in equilibrio dell'ordinata, come per la centina; infatti per valutare i flussi basta la risultante dei carichi, senza conoscerne la distribuzione, così com'era per la centina.

A questo punto per la centina si passava a calcolare le sollecitazioni su ogni sezione. Ora, per l'ordinata questa operazione non è possibile: questo perché è una struttura 3 volte iperstatica (n° G.d.V ¿ n° G.d.L.). Anche una trave su tre appoggi è iperstatica, ma in maniera diversa. Per l'ordinata siamo riusciti a trovare le reazioni vincolari, ma non le azioni interne: l'ordinata è internamente iperstatica (l'altra lo è esternamente, nel senso dei vincoli); internamente la struttura reagisce ai carichi esterni con una distribuzione di sforzi sulle singole sezioni (su ogni singola sezione c'è una distribuzione di sollecitazioni cui rispondono le azioni interne, che affinchè il carico sia sopportato devono essere uguali e contrarie alle sollecitazioni). Noi non siamo in grado di trovare le sollecitazioni sulle singole sezioni, poichè la trave si chiude su se stessa.

Per la centina, conoscendo i carichi esterni e i flussi di taglio (reazioni vincolari, equilibranti i carichi, che abbiamo ricavato sfruttando le equazioni di equilibrio e anche di congruenza delle deformazioni della struttura principale, se pluricella) come trovavamo le azioni interne? Ad esempio, se cercavamo N per una generica sezione, si faceva la somma (discreta o integrale) di tutte le forze, attive e reattive, partendo da un'estremità libera fino alla sezione in questione; si parte proprio da un'estremità perchè lì sappiamo che la sollecitazione è nulla (è una condizione iniziale). Se non partissi da un'estremità la somma non mi darebbe il valore dell'azione assiale. Quindi le tre iperstatiche interne sono il valore delle sollecitazioni (3) nella sezione da cui reputo di partire per fare la somma.

E se invece lasciassimo l'ordinata aperta, anche di pochissimo? Non avrei più la continuità del materiale e cambierebbe la rigidezza strutturale. Ciò non ci va bene. Passando dall'anello chiuso ad aperto ho perso qualcosa, col risultato di avere meno rigidezza nel piano. Quindi l'anello deve essere chiuso.

Riusciamo a rendere la struttura isostatica, pur mantenendola chiusa? L'anello

chiuso è sopravincolato 3 volte; il vincolo che toglie 3 G.d.L è l'incastro. Possiamo pensare di mettere qualcosa al posto dell'incastro. Se (pensando anche alla costruibilità del pezzo) per formare l'anello mettessimo 3 cerniere, per es. a 120° l'una dall'altra, avremmo una struttura isostatica.

In corrispondenza delle cerniere viene mantenuta la congruenza delle deformazioni per N e T, ma non per la flessione. Si è perso qualcosa, la struttura è meno rigida.

(Ci potremmo anche chiedere: perchè non semplificare ancora di più le cose e mettere più di tre cerniere? Perchè la struttura sarebbe labile nel piano e si muoverebbe, si affloscerebbe)

Nella realtà i vari pezzi, in lega leggera, prodotti per es. per stampaggio, si uniscono con chiodature, che concedono una certa deformabilità flessionale.

Potendo sopportare solo le 3 sollecitazioni nel piano, dal punto di vista schematico la sezione è ancora quella semplice con 2 correnti ed un pannello (Figura 27.1).

Figura 27.1: Sezione semplice con 2 correnti e un pannello

Come può essere fisicamente realizzata la sezione di un'ordinata?

Analizziamo 2 diverse possibilità (Figura 27.2).

La sezione di sinistra ha la forma a "doppio T" (o "I"); però, per rimanere all'interno della teoria del semiguscio, la piattabanda deve avere uno spessore $20 \div 30$ volte superiore a quello dell'anima; Le sporgenze dalla piattabanda sono pensate in modo tale da facilitare il vincolo con il pannello.

In entrambe le sezioni il T è sopportato dall'anima; però, mentre per la sezione di sinistra il C.T. è sull'anima stessa (che è asse di simmetria), per quella di destra non è così; di conseguenza in quest'ultima sezione il T non passa per il C.T. e la sezione

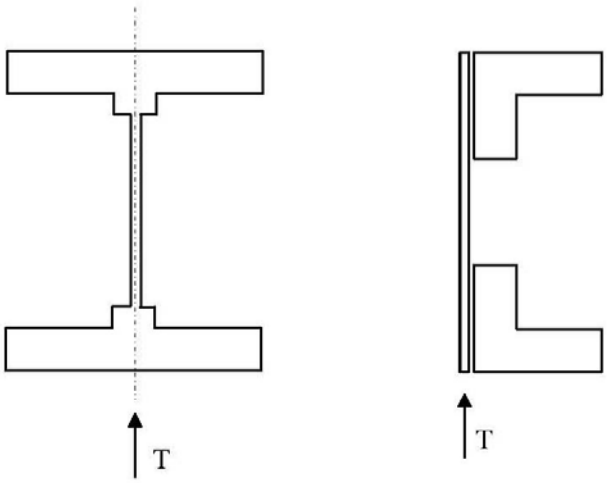

Figura 27.2: A sinistra: Sezione simmetrica con C.T. sull'anima; A destra: Sezione con C.T. fuori dalla sezione che si torce sotto l'azione di T

si torce. La torsione non può essere sopportata dal pannello; si ha quindi, per via della torsione, che i correnti sono portati a lavorare differenzialmente a flessione;

Se i correnti si spostano come mostrato in figura 27.2, anche i pannelli, che sono vincolati ai correnti, vengono sollecitati (a trazione e compressione, cosa che non va bene per i pannelli).

La sezione a forma di doppia T si può realizzare per fresatura partendo da pieno: in questo modo il pezzo finito è costituito solo dal 5% del materiale inizialmente a disposizione e tutto il resto è scartato.

Posso pensare di realizzare una sezione del tipo rappresentato in figura 27.4.

È un pannello di spessore costante imbutito. (può anche essere realizzata per stampaggio, cosa impossibile per la doppia T)

Vediamo se, mantenendoci all'interno delle ipotesi del semiguscio, una siffatta sezione può essere adatta a rappresentare la schematizzazione di figura 1 vista sopra. Il T è sopportato senza problemi, così come la N, se di trazione. Però, dovendo sopportare anche M_f, devo pensare di avere una trazione da una parte ed una compressione dall'altra. Poichè sappiamo che un pannello, anche se sottoposto ad una compressione ridicola, si imbozza, saremmo portati a pensare che questa sezione non sia adatta allo scopo. Invece si deve considerare il fatto che (Figura 27.5), dando una certa forma al pannello, si riesce a diminuire molto il problema della soppor-

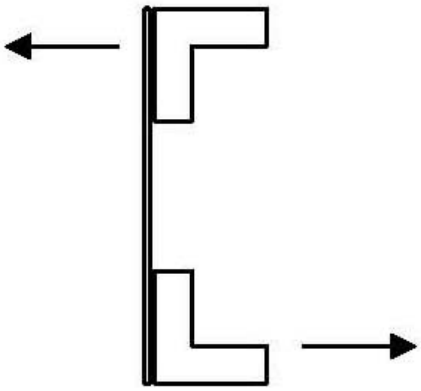

Figura 27.3: Sospostamento dei correnti dovuto all'azione di taglio

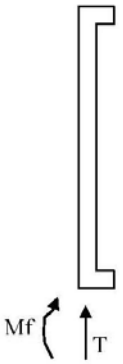

Figura 27.4: Pannello di spessore costante imbutito

tazione della compressione: è come se il pezzo ripiegato nervasse parte dell'anima, fornendo una rigidezza trasversale maggiore (rigidezza legata al momento d'inerzia in direzione trasversale, prima proporzionale al solo spessore del pannello, ora anche alle parti ripiegate).

Le centine e le ordinate nella realtà sono proprio realizzate in questo modo.

Esiste il problema della posizione del C.T.; comunque minore sarà la dimensione delle ali rispetto all'anima, minore sarà il decentramento del C.T. (quindi trascurabile).

In conclusione, per realizzare un'ordinata, si deve partire con un primo tentativo, stabilendo una forma per la sezione, valutando le reazioni vincolari, calcolando

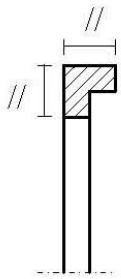

Figura 27.5: Ripiegamento utilizzato per aumentare la rigidezza trasversale

le iperstatiche e le sollecitazioni all'interno della trave; quindi si deve procedere alla verifica: se siamo a margini di sicurezza troppo positivi o negativi si procede iterativamente per tentativi fino a convergere alla soluzione più idonea.

Capitolo 28

12-01-04

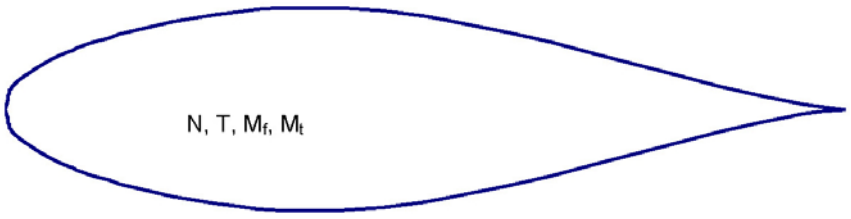

Figura 28.1: Sezione e sollecitazioni

Consideriamo una sezione della trave-ala:

- abbiamo delle limitazioni esterne, di spazio;
- ci sono su di essa le sollecitazioni che calcoliamo in una ben precisa condizione di carico (dovremo sapere se sono sollecitazioni di contingenza piuttosto che di robustezza) (FIGURA 28.1).

Tenendo conto di questi due punti, e per ora solo in funzione di questi due, vogliamo determinare la sezione della struttura che sia in grado di sopportare queste sollecitazioni nella condizione di contingenza piuttosto che in quella di robustezza. Supponiamo di fare il dimensionamento a contingenza. Come facciamo a farci influenzare dalle sollecitazioni per arrivare alla soluzione? Sappiamo che le sollecitazioni di N e M_f sono collegate tra loro: N è l'azione assiale, normale alla sezione. E' assiale perchè deve stare sull'asse, e ne parliamo quando le singole deformazioni di ogni singolo punto della sezione sono uguali le une alle altre. Se il

materiale è uniforme, questo comporta che gli sforzi siano uguali in ogni punto della sezione. In questo caso possiamo anche dire che la traccia dell'asse della trave e quindi la posizione della forza normale N è il baricentro delle aree della sezione. Nell'altro caso invece, gli sforzi sono tali da generare una deformazione costante in ogni punto della sezione, e la risultante va a capitare dove si ha la risultante dell'azione interna assiale. La semiala è caricata in un certo modo, con delle forze che sono perpendicolari a un piano, assunto come riferimento sulla stessa. In questo caso l'azione assiale non esiste.

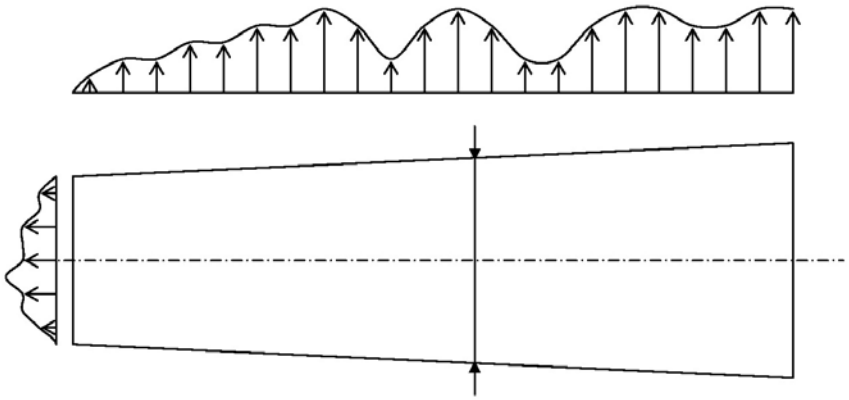

Figura 28.2: Esempio di forze agenti sulla semiala

Se avessimo anche forze dirette come l'asse della trave (FIGURA 28.2) allora avremmo anche N. Prendiamo una sezione, ad esempio quella indicata in figura; la risultante delle forze parallele al piano di riferimento è un'azione assiale? Anche se prendiamo una sezione perpendicolare all'asse, questo non è sufficiente per dire che la forza normale alla sezione sia un'azione assiale! Nella nostra sezione, e quindi su tutta l'ala, dobbiamo prima di tutto andare a imporre l'asse della trave. A priori però non sappiamo dove sia, perchè dipende da come disegneremo le sezioni; in prima istanza allora prenderemo quello che in una certa misura ragionevole potrebbe risultarci vicino (se non addirittura quello giusto). Dove potrebbe essere collocato l'asse nei rispetti delle corde? Dipendendo questo da come sono fatte le sezioni, come le faremo? Se ne prendiamo uno qualsiasi, quando avrò disegnato le sezioni in funzione di questo le sollecitazioni risulteranno tanto più fasulle (così come il dimensionamento) quanto più distante è la posizione scelta da quella data dal risultato finale. Conviene quindi ragionarci sopra prima e cercare di avvicinarsi a quello che

sarà il risultato finale. Date le sollecitazioni, dove è più conveniente che sia? Analizziamo le singole sollecitazioni tenendo presente che stiamo operando una scelta a priori della tipologia strutturale dicendo di aver preso quella del semiguscio:

- per l'azione assiale è necessario avere un corrente (solo trazione o compressione);
- un corrente solo però non basta per la sopportazione del momento flettente; questo potrà essere reagito solo con una distribuzione di sforzi normali, una parte di compressione e una di trazione, quindi sono necessari almeno due correnti;
- per sopportare il taglio è necessario un pannello allineato con il taglio stesso.

Ma dove è collocato il taglio? La prima cosa che dobbiamo fare è quella che viene indicata come caricare la sezione, cioè mettere effettivamente le sollecitazioni che avevamo a suo tempo calcolato direttamente della sezione. Cominciamo a considerare quelle che sono più immediate, che non ci danno problemi. Diciamo che:

- il momento flettente è un momento che agisce rispetto a un riferimento che prendiamo sulla sezione; è positivo quando carica la sezione in modo tale da sottoporre a trazione il ventre e a compressione il dorso (genericamente); dove lo si vada ad indicare non ha la benché minima importanza;
- il momento torcente carica positivamente la sezione a picchiare;
- il taglio sia normale al riferimento preso ed è positivo verso l'alto (ma non è indifferente la sua posizione!);
- l'azione assiale è perpendicolare alla sezione ed è messa in corrispondenza della traccia dell'asse della trave che ho stimato, positiva se di trazione;

La retta di applicazione del taglio deve essere specificata: quando ho calcolato le sollecitazioni so dov'è il taglio.

Scegliamo un asse rispetto al quale sezione per sezione andiamo a calcolarci il momento torcente. Scegliere l'asse vuole dire trasportare il taglio che è in una certa posizione ben precisa su quell'asse: il momento torcente non è altro che un momento

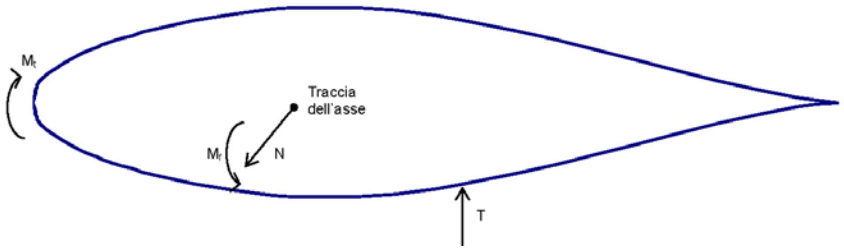

Figura 28.3: Posizionamento delle sollecitazioni sulla sezione

di trasporto del taglio su un riferimento, e per essere precisi bisogna specificare accanto al momento torcente rispetto a quale asse è stato calcolato; il taglio è collocato laddove c'è quell'asse preso come riferimento (FIGURA 28.3).

A questo punto la sezione è caricata correttamente, cioè ci siamo riportati alla situazione reale. Allora possiamo chiederci: perchè facciamo tutto il giochetto del momento torcente? Perchè sezione per sezione lungo tutta l'apertura (ovvero lungo tutto l'asse) tengo per comodità la stessa posizione relativa del mio riferimento. Ritorniamo alla domanda iniziale: cosa possiamo fare per farci influenzare al meglio dalle sollecitazioni per andare a determinare il numero minimo di correnti e di pannelli di cui ho la necessità e andare successivamente a determinare l'area per i primi e lo spessore per i secondi una volta che abbiamo scelto i materiali? Dobbiamo prima però rispondere a un'altra domanda: l'asse, che è quello da cui partiamo, come facciamo a sceglierlo? Essendo una scelta in nostra mano non possiamo chiederlo a nessuno. La scelta peraltro è di prima approssimazione, perchè non sappiamo dove esso sia e perchè la sua posizione per definizione dipende dal risultato finale del dimensionamento delle diverse sezioni. Ma allora, per poterlo scegliere il più vicino possibile a quello che sarà il risultato finale, come facciamo? Per semplicità, diciamo che il materiale che usiamo per fabbricare la sezione sia uno e uno solo, cioè che sia i correnti che i pannelli siano fatti dello stesso materiale. Con questa semplificazione, l'intersezione dell'asse con la sezione non sarà altri che il baricentro delle aree della sezione stessa. Stando alle ipotesi elementari del semiguscio (tanto siamo in prima approssimazione e quindi è inutile complicarci la vita) sarà il baricentro delle pure aree dei correnti. Quant'è il numero minimo di correnti da mettere all'interno della sezione in una situazione del genere? Per l'azione assiale ne basterebbe uno, però c'è il momento flettente e quindi ne servono due. Ammesso in prima istanza di met-

terne esclusivamente due, dove è più conveniente posizionarli? Dove c'è la maggiore distanza possibile tra il dorso e il ventre della sezione (valutata perpendicolarmente al riferimento preso, ad esempio l'intersezione tra il piano della sezione e il piano medio delle corde). Dove passerà l'asse? Nella zona vicina allo spessore massimo del profilo. Questo vale ovviamente se possiamo pensare a priori che la soluzione possa essere fatta con due soli correnti! Se invece ce ne fossero quattro è chiaro che l'asse potrebbe spostarsi. Ma nella situazione attuale, possiamo usare solo due correnti? Se ci fossero solo azione assiale e momento flettente due correnti sarebbero sufficienti, ma dobbiamo vedere se le altre sollecitazioni non ci impongono di metterne più di due. Ma noi sapevamo che il taglio e il momento torcente erano reagiti solo da una distribuzione di sforzi tangenziali, e quindi di correnti non se ne parlava! Certamente, però ora entra in gioco l'aspetto costruttivo della sezione. Proviamo a vedere se riusciamo a ridurre il numero delle sollecitazioni, nella fattispecie possiamo riproporci la situazione identicamente equivalente ma con un numero di sollecitazioni inferiore, in particolare riduciamo a zero il momento torcente. Cosa ci basta fare? Beh, essendo il momento torcente un momento di trasporto, basta spostare il taglio e rimetterlo nel punto giusto. La distanza è data dal rapporto tra le due sollecitazioni:

$$d = \frac{M_t}{T} \tag{28.1}$$

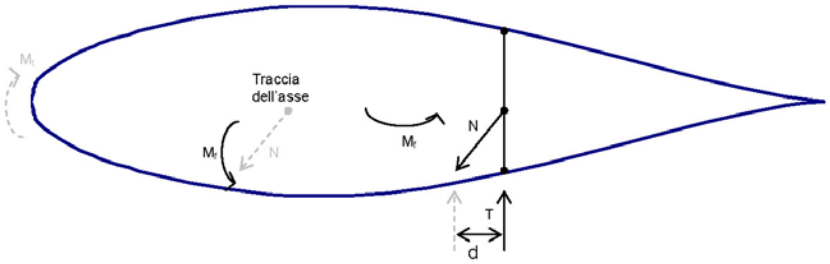

Figura 28.4: spostamento del taglio e sollecitazioni equivalenti

Il nostro caso è rappresentato in figura 28.4.

Operando questo spostamento, cioè cambiando la condizione in una perfettamente equivalente (le sollecitazioni sono uguali!) vediamo la realtà fisica. La distanza d può essere tale da mantenerci in una zona relativamente vicina allo spessore massimo, oppure può portarci laddove lo spessore diventi molto piccolo, oppure può finire dove di spessore non ce n'è: però la struttura va messa dentro la sezione, e quindi

bisognerà adottare delle contromisure. Inoltre dipenderebbe caso per caso dai valori in gioco delle sollecitazioni. Supponiamo di trovarci nella prima situazione: come risolviamo il problema? Possiamo mettere i due correnti allineati con il taglio. Ma c'è un problema: facendo così devo trasportare N dalla posizione in cui pensavo di far passare l'asse nella nuova posizione, quindi aggiungo una componente di momento flettente perpendicolare a quella esistente (e parallela al riferimento) per mantenere l'equivalenza. La situazione non è più equilibrata! Perchè e fino a quando? Perchè non abbiamo un momento di inerzia della sezione nel piano di riferimento, e questo si può avere solo aggiungendo altri correnti. Allora si impone un altro ragionamento per ampliare il nostro punto di vista: la situazione descritta è una condizione possibilmente reale o puramente ipotetica? In prima approssimazione andiamo a dimensionare la sezione esclusivamente per le sollecitazioni dovute alle componenti di forza perpendicolari al riferimento (piano medio delle corde). Però so che anche nel piano medio delle corde ci sono delle forze (p.e. quelle di resistenza aerodinamica) quindi un momento flettente dello stesso aspetto dell'ultimo visto esiste fisicamente, e non possiamo trascurarlo! Confrontiamo con le ipotesi fondamentali del semiguscio: in particolare i pannelli non sono in grado di sopportare azione assiale (questa ipotesi non dà problemi per quanto riguarda la trazione, per la compressione però sì: comprimendo un pannello piano è come se non ci fosse) Potendo usare il rivestimento da un punto di vista strutturale notiamo che il pannello ha un certo raggio di curvatura: questo significa che il pannello potrà sopportare una compressione che può essere più o meno grande dipendentemente dallo spessore e dal raggio di curvatura, senza incorrere nel problema dell'instabilità. Una volta stabilita la nostra sezione si imporrà una verifica sia per il momento dovuto alla resistenza (piuttosto che ad altre forze nel piano), sia per quello dovuto al trasporto dell'azione assiale in una posizione diversa da quella di riferimento iniziale. Da un punto di vista teorico la situazione sembra non equilibrata, ma da un punto di vista pratico la situazione è da controllare. Ancora una volta andiamo a vedere le sollecitazioni dovute alle sole componenti di forza perpendicolare al piano medio delle corde. Determineremo l'area dei correnti in funzione dell'azione assiale e del momento flettente (anziché essere caricati con le stesse azioni assiali opposte, le azioni assiali saranno diverse per tener conto di N). Determineremo inoltre lo spessore del pannello in funzione del taglio. Il problema è identico se il momento torcente fosse tale da far spostare il taglio verso sinistra (in effetti grosso modo da un punto di vista aerodinamico

la risultante va a finire tra 1/3 e 1/4 della corda, dove effettivamente abbiamo lo spessore massimo). Supponiamo che facendo i conti il taglio vada a capitare laddove lo spessore del profilo è ridotto o addirittura inesistente (fuori dal profilo). Nella pratica è impensabile mettere dei correnti dove lo spessore è piccolo, ammesso che il profilo sia tutto impiegabile dal punto di vista strutturale, perchè a parità di sollecitazioni assiali e flessionali nasceranno delle aree troppo grandi. Cosa conviene fare allora? Conviene dare prevalenza alla sopportazione del momento flettente, senza impegno sulla posizione del taglio. Dislochiamo quindi le aree dove c'è lo spessore massimo, che saranno quindi le più piccole possibili, e le colleghiamo con un'anima. A questo punto prendiamo il taglio e lo posizioniamo in corrispondenza dell'anima stessa. Il momento torcente ci sarà ancora, e magari più grande di prima. Non possiamo quindi ridurci alla sezione minima (stavolta non solo per questioni di peso, ma proprio perchè non ci sarebbe equilibrio). La sezione generata esclusivamente da un longherone non è sufficiente a causa della presenza del momento torcente; non possiamo fare altro che generare un circuito di pannelli che si chiuda su se stesso in modo tale che si possa mettere in gioco una distribuzione di sforzi tangenziali equivalenti al momento torcente. Supponendo che tutto il profilo sia disponibile, possiamo chiudere la sezione con il pannello del bordo d'attacco: possiamo quindi sfruttare un solo altro pannello (compatibilmente con i limiti di cui prima) (FIGURA 28.5).

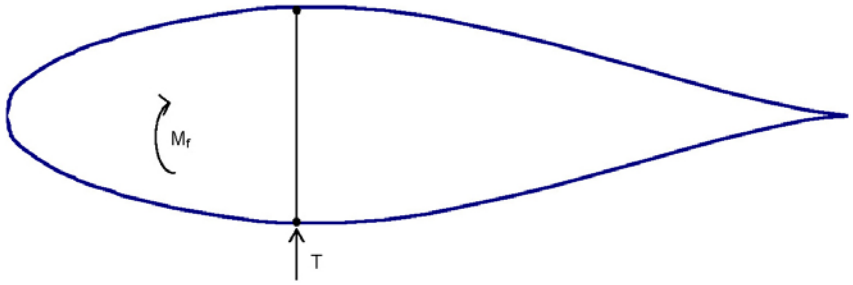

Figura 28.5: Soluzione a due correnti e chiusura con il pannello del bordo d'attacco

Oppure mediante un longherone secondario (siccome non posso sfruttare un pannello curvo, sono costretto a generare due spigoli, quindi tre pannelli. Negli spigoli, dove arrivano due pannelli, devo mettere anche un corrente per motivi costruttivi). La soluzione risulta in generale essere più pesante in questo caso rispetto a quella in cui si riesca a sfruttare il bordo d'attacco (FIGURA 28.6).

A questo punto è chiaro che se ho dimensionato i due correnti sullo spessore mas-

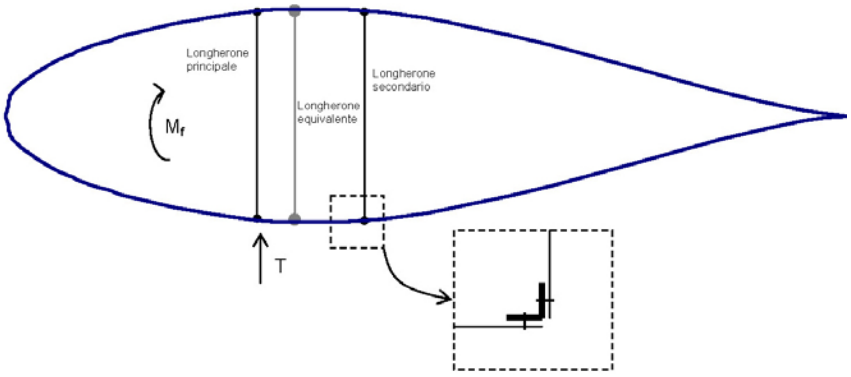

Figura 28.6: Soluzione a quattro correnti

simo perchè fossero in grado di sopportare l'azione assiale e il momento flettente, aggiungendo gli altri due correnti, per piccoli che siano, questi vanno a collaborare alla sopportazione delle sollecitazioni. A priori quindi so che la soluzione di prima approssimazione è abbondante rispetto alla necessità. Vale a dire che avrò un'equivalenza dei due longheroni (uno principale e l'altro secondario, chiamato anche falso longherone) con un longherone unico messo in una certa posizione intermedia, le cui aree dei correnti sul dorso e sul ventre saranno rispettivamente la somma delle due aree dei correnti sul dorso e sul ventre, aree che posso stimare facendo il momento flettente diviso per una certa altezza tra quella massima e quella minima. In altri casi, avendo a disposizione profili di diverso tipo, si può anche pensare di adoperare tre sezioni di longherone o più (ad esempio in profili che per una parte rilevante della corda lo spessore sia vicino a quello massimo). Anche qui posso pensare di partire da un unico longherone e da una distanza opportuna, e poi di distribuire le aree come risulta essere meglio da un punto di vista costruttivo (FIGURA 28.7).

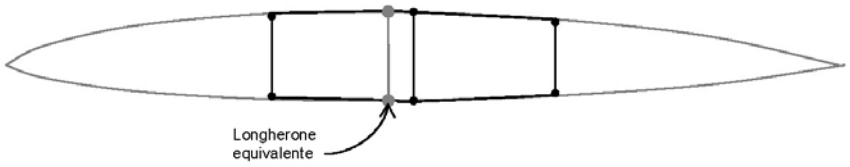

Figura 28.7: Esempio di soluzione a numero di correnti maggiore di quattro

Prendiamo ora in considerazione una sezione all'interno del nostro profilo: trattiamo una sezione di longherone posta in corrispondenza dello spessore massimo e caricata da taglio e momento flettente. Arrivati a questa decisione dobbiamo pro-

cedere alla quantizzazione: per prima cosa dobbiamo scegliere i materiali; scelto il materiale (uno solo per semplicità, sia per l'anima che per i correnti, o meglio in prima istanza scegliamo lo stesso materiale, ma salendo con le prestazioni sono diversi: sono leghe leggere di alluminio, ma nella parte ventrale vengono utilizzate leghe leggere al rame, mentre nella parte dorsale allo zinco; la ragione sta nel distinguo delle sollecitazioni: trazione sul ventre e compressione sul dorso. Ciò non toglie che possa invertirsi la questione, però con entità minori. Si devono vedere le caratteristiche dei materiali: la prima differenza sta nel modulo elastico, per una lega al rame 2024 vale circa $7050 - 7100\ kg/mm^2$, per una lega della serie 7000 vale circa $7200 - 7300\ kg/mm^2$. A parità di momento d'inerzia, di aree, aumenta la rigidezza flessionale, quindi il carico critico di compressione. La differenza più grande però sta nel comportamento a fatica dei materiali: siccome nei materiali metallici il fenomeno della fatica è fisicamente portato dalla sollecitazione a trazione, che va ad aprire i difetti, le fessurazioni, che ci sono sempre, si ha la necessità di un comportamento a fatica superiore nella parte ventrale rispetto a quella dorsale); scelto il materiale dobbiamo determinare l'area dei correnti (supponiamo per semplicità che non ci sia azione assiale), cioè i due correnti devono essere in grado di fornire un'opportuna reazione al momento flettente: date le ipotesi fondamentali del semiguscio, la distribuzione degli sforzi sui due correnti non può che essere uniforme: possiamo semplicemente dire che i due correnti generano un momento uguale e contrario al momento sollecitante (FIGURA 28.8).

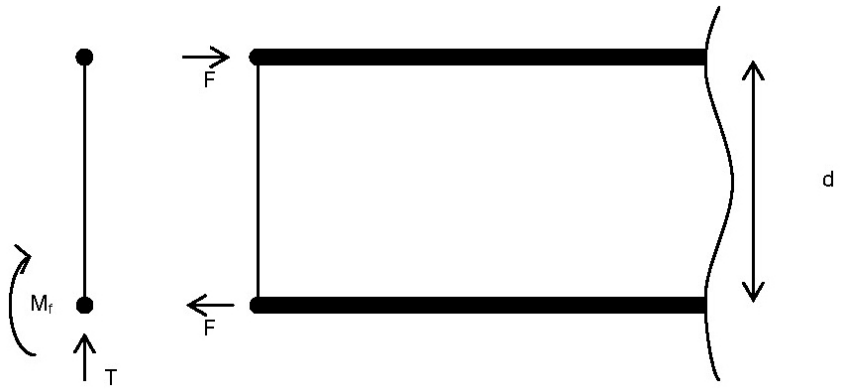

Figura 28.8: Forze agenti sui correnti del longherone principale

Quanto varranno le due forze F? saranno uguali al rapporto tra il momento

flettente e la distanza tra i baricentri delle due aree. Le due aree se sollecitate da puro momento flettente non avranno una distribuzione di sforzi costante, ma a farfalla. In generale la risultante sarà messa in una posizione tale che nella pratica si considera come distanza il 90% dell'altezza totale del profilo in corrispondenza di dove sta il longherone:

$$F = \frac{M_f}{0.9d} \tag{28.2}$$

Calcolata la forza che va sul singolo corrente, per ottenere l'area dovrò utilizzare un valore medio dello sforzo che c'è dentro il corrente stesso, cioè lo sforzo ammissibile, quello che ognuno di noi personalmente ammette che ci sia durante la sollecitazione imposta all'interno del singolo corrente (σ_{amm}). Se il materiale è lo stesso sembrerebbe di dover rispondere alla domanda del dimensionamento nel senso ce se le forze che sollecitano sono le stesse in termini modulari, gli sforzi sono gli stessi, quindi le aree sono le stesse. In generale però se andiamo a guardare una realizzazione le aree non sono uguali, ma quelle sollecitate a compressione saranno maggiori di quelle sollecitate a trazione. Oppure in altri casi si possono avere aree uguali ma di forma diversa, ad esempio come in figura 28.9.

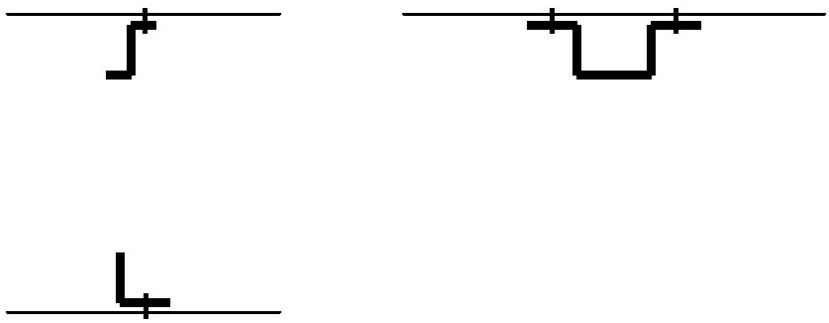

Figura 28.9: Esempio di correnti con stessa area e forma diversa ed esempio di corrente a Ω

Nella parte ventrale possiamo avere un semplice angolare, nella parte dorsale invece un corrente a "Z". Perchè? Quando parliamo di instabilità di un corrente a compressione dobbiamo sempre tener presente i due casi fisicamente possibili: una di tipo euleriano o globale, l'altra di tipo locale. La prima fa intervenire fenomenologicamente tutto il corrente nella sua lunghezza libera di inflessione (fenomeno tipicamente flessionale, tant'è che nell'espressione del carico critico euleriano abbiamo in

evidenza la rigidezza flessionale in termini di EJ). La seconda avviene tipicamente a livello di sezione: la sezione si instabilizza nel senso di cambiare di forma, cambia il suo momento di inerzia e quindi genera una cerniera (si deforma solo localmente in corrispondenza di un gruppo ristretto di sezioni, fino ad arrivare in regime plastico). Nel dimensionare i due correnti, nella fattispecie quello a compressione, dovremo tener presenti questi due aspetti. E' possibile evitare il problema dell'instabilità globale ad esempio infittendo le centine; per l'instabilità locale invece a parità di area possiamo aumentare il carico critico locale aumentando gli spigoli. Sono stati utilizzati infatti per poco tempo anche i correnti ad Ω, che a parità di area hanno caratteristiche di carico critico locale ben superiori a tutti gli altri (anche per quello globale). Dal punto di vista solutivo sarebbero degli ottimi correnti (anche se hanno un costo maggiore a causa delle due chiodature) hanno un problema che è l'impossibilità di controllare la corrosione nell'intercapedine (nel senso che la condensa che si forma all'interno poi a lungo andare corrode il metallo, riducendo la sezione e quindi la vita del corrente). Per questo motivo non sono più utilizzati.

Per quanto riguarda l'instabilità locale possiamo dire subito tutto, mentre per l'instabilità globale dobbiamo già conoscere quando facciamo le nostre valutazioni la disposizione delle centine (nell'ala, in generale dei diaframmi) altrimenti non possiamo lavorare. Dobbiamo conoscere la sezione per calcolarci il carico critico globale. Cosa si fa in generale? Si sceglie la sezione in funzione del carico critico locale, dopodichè si impone che il carico critico globale non sia inferiore a questo. Ciò ci può portare ad avere anche aree superiori nei correnti usualmente caricati a compressione (oltre che avere forma diversa).

Capitolo 29

13-01-04

Rivediamo il problema del dimensionamento delle aree di correnti assoggettati a compressione. In particolare, il problema che si presenta nei correnti sotto compressione è quello dell'instabilità. Per il problema del dimensionamento, dopo che abbiamo determinato la forza che sollecita assialmente il singolo corrente, se tale forza è di trazione, è sufficiente conoscere lo sforzo ammissibile (ipotizzato costante nel corrente) per ricavare l'area:

$$A = \frac{F}{\sigma_{amm}} \tag{29.1}$$

Da cosa dipende la sigma ammissibile (a trazione)? Dal materiale, e in particolare dal modulo di elasticità, coefficiente di Poisson, sforzo di snervamento, sforzo di rottura, peso specifico (spesso rapportato rispetto a una delle caratteristiche fin qui citate), resistenza (a fatica, a corrosione e intaglio), lavorabilità (alle macchine utensili; elettrochimiche: elettroerosione - per realizzare fori a sezione non circolare; saldabilità; lavorazione per deformazione plastica a freddo e a caldo), economicità, disponibilità (facilità di reperimento). La sigma ammissibile dipende anche dalla temperatura. Occorre fare una distinzione: la sigma ammissibile a contingenza (limitata dal limite di snervamento) e quella a robustezza (limitata dalla rottura). Le nostre strutture devono lavorare in campo elastico quando sottoposte a carichi di contingenza. Ma devono anche sopportare carichi accresciuti rispetto ai reali del 50% (poichè tipicamente il coefficiente di sicurezza - rapporto tra carichi di robustezza e contingenza - è pari a 1.5), senza collassare. Restando nel campo dei carichi di contingenza, ci chiediamo quali sono i fattori che influenzano la sigma ammissibile.

Prima di tutto, questa non deve essere superiore alla sigma di snervamento del materiale. Poichè abbiamo delle limitazioni sulle deformazioni (devono essere elastiche) e ipotizzando di avere un legame lineare sforzi-deformazioni in campo elastico, limitando le deformazioni, come conseguenza diretta limitiamo anche gli sforzi. Questa osservazione ci permette di fare una prima stima della sigma ammissibile. Oltre che dalle caratteristiche del materiale, la sigma ammissibile dipende anche dai carichi: occorre dunque fare un'accurata indagine dei possibili carichi, prevedendo tutta la vita operativa della struttura. Il comportamento a fatica della struttura limita i valori della sigma ammissibile. Una volta nota l'area del corrente, occorre decidere la forma della stessa. Questa viene decisa in base alle esigenze e ailimiti da rispettare dal punto di vista tecnologico-costruttivo. Passiamo ora a parlare di un corrente caricato a compressione. Abbiamo già visto che l'instabilità può essere globale (interviene su tutta la lunghezza del pezzo) o locale. La caratteristica significativa nell'instabilità globale non è l'area del corrente, bensì il momento d'inerzia della sezione. Il carico critico per compressione vale:

$$T_{critico} = \frac{\pi^2 EJ}{L^2} \tag{29.2}$$

Dove L può essere o meno una lunghezza geometrica, dipendentemente dai vincoli dell'elemento. Viene detta lunghezza di libera inflessione, ed è la lunghezza della semionda che verrebbe provocata sull'elemento stesso nel momento in cui questo entra in instabilità. In realtà l'elemento più importante di nostro interesse è EJ, rigidezza flessionale (mentre nella trazione importa la rigidezza assiale EA). Si noti che, a parità di J, è possibile giocare sul materiale (tra una lega leggera e un acciaio si ha un rapporto di 3 del carico critico, a parità di area) per ottenere il valore EJ più appropriato. Definiamo rapporto di snellezza il seguente rapporto:

$$\text{rapp.snellezza} = \frac{\text{lunghezza}}{\text{raggio giratore d'inerzia}} \tag{29.3}$$

Il raggio giratore d'inerzia è un indice delle dimensioni trasversali della sezione, a parità di area, e che tiene conto anche del momento d'inerzia della sezione. Una volta dimensionata l'area della sezione di un longherone (ad esempio) a trazione, ci chiediamo se tale sezione sarà anche in grado di sopportare il carico critico di compressione. Per far sì che ciò avvenga, a parità di area, occorre giocare sul raggio giratore d'inerzia, ovvero sulla snellezza del pezzo. Analiticamente:

$$\text{raggio giratore d'inerzia} = \sqrt{\frac{\text{momento d'inerzia}}{\text{area}}} \tag{29.4}$$

Dunque tale raggio rappresenta fisicamente la distanza dove dobbiamo applicare l'area per avere quel particolare momento d'inerzia. Riferendoci agli assi principali d'inerzia, avremo i momenti d'inerzia massimo, minimo e intermedio. Noi ci stiamo riferendo al momento d'inerzia minore. Data una sezione circolare piena, per aumentare il momento d'inerzia a parità di area occorre realizzare una corona circolare. All'aumentare dei diametri (interno ed esterno) - si noti che aumenta il raggio giratore d'inerzia e quindi il momento d'inerzia -, lo spessore conseguentemente si riduce. Questo è un fatto negativo. Per capirlo, aiutiamoci con un esempio. Prendiamo una lattina di Coca Cola(c). La forma è cilindrica, e con uno spessore di circa 1/100 di millimetro. Se sottoposta a compressione, la lattina non va in carico critico (la lunghezza rispetto al raggio giratore comporta una snellezza di circa 0.5: è tozza); succede che, anche con un carico relativamente piccolo, la lattina forma delle ondulazioni sulla superficie laterale e si riduce di lunghezza. Prevale nettamente il fenomeno dell'instabilità locale, cioè del singolo mantello o rivestimento. Lo stesso fenomeno riguarda i correnti. Date quindi le limitazioni imposte dal carico critico, fissando l'area, è possibile variare la forma della sezione in modo tale da ottenere il momento d'inerzia che mi serve affinchè la rigidezza flessionale EJ corrisponda a quella del carico critico. Se il dimensionamento dell'area a trazione è stato fatto a contingenza, l'esigenza di far lavorare il corrente anche a compressione è vincolata dal carico critico? La nostra struttura deve resistere ai carichi di contingenza ma anche di robustezza. Dunque, se prendo come limite del corrente compresso il carico critico a contingenza, nel momento in cui supero la contingenza (neanche di 1.5, basta solo 1.1), il corrente si criticizza. Dunque la mia sezione, composta da due correnti (con un'anima in mezzo) si imbarca facendo diminuire il momento d'inerzia, e la sezione collassa. Pertanto se voglio che la struttura funzioni fino al limite ultimo di robustezza, devo come minimo far sì che a contingenza la limitazione non sia il carico critico, bensì il carico critico diviso per il coefficiente di sicurezza. Il non superamento del carico critico locale va assicurato fino a robustezza o fino a contingenza? Per ragionare su questo, prendiamo un profilo a sezione aperta a forma di "z" (Figura 29.1).

Al superamento del carico critico di compressione, dipendentemente dai vincoli, la

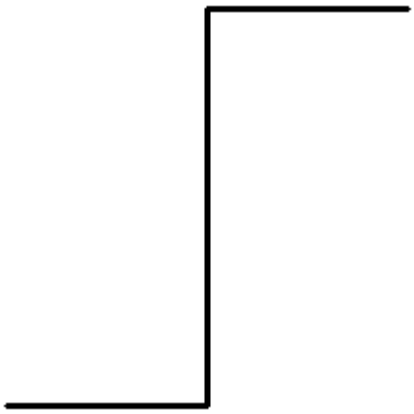

Figura 29.1: Profilo a sezione aperta a forma di "z"

sezione sbanderà formando un certo numero di onde. Se ripensiamo ai metodi di lavorazione, un profilo come quello in esempio è ottenuto da un pannello piano piegato. Lo spessore è dunque costante e piccolo. Il profilo ottenuto ha in più, rispetto al pannello di partenza, la rigidezza assiale EA (a compressione). Variando la forma, ci siamo allontanati dalla possibilità di instabilità globale, perchè abbiamo ottenuto una rigidezza flessionale EJ che prima non aveva. Ora il comportamento è quello di un insieme di pannelli. Il fenomeno dell'instabilità per compressione sarà diverso per il pannello centrale rispetto a quelli d'estremità. Il pannello centrale, essendo vincolato ad entrambi i lati, avrà approssimativamente un carico critico per compressione che sarà 2 volte quello dei singoli pannelli d'estremità (a parità di lunghezza). Se supponiamo che i tre pannelli siano tutti di uguale lunghezza, l'instabilità locale avrà inizio dove ho i pannelli liberi. L'instabilità è un fenomeno continuo, che aumenta all'aumentare del carico applicato. Tipicamente avremo una situazione del tipo rappresentato in figura 29.2

All'aumentare del carico, si verifica un imbozzamento (in generale di tipo elastico) sempre più marcato della sezione (Figura 29.3).

Questo cambiamento di forma comporta una diminuzione delle prestazioni di rigidezza flessionale della sezione. La distribuzione degli sforzi, che a sezione indeformata è uniforme, varia. Tuttavia, lo spigolo mantiene la rigidezza flessionale: lo spigolo non si deforma. L'andamento degli sforzi nei primi due pannelli sarà approssimativamente quello rappresentato in figura 29.1.

Lo sforzo incrementa avvicinandosi allo spigolo, perchè lo spigolo non si deforma,

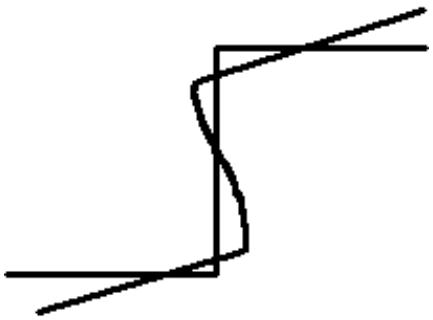

Figura 29.2: Deformazione dovuta al superamento del carico critico di compressione

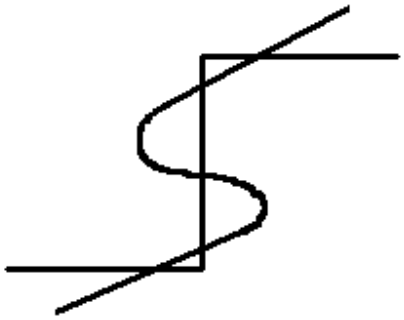

Figura 29.3: Aumento della deformazione dovuta al continuo aumento del carico critico di compressione

mantiene la propria rigidezza flessionale. La distribuzione degli sforzi sullo spigolo al limite della compressione (plastica) comporta la degenerazione dello spigolo in un punto che viene chiamato cerniera plastica. La prima fase (in generale elastica), che comincia sui lati liberi e nella zona centrale, viene detta di imbozzamento o di backling. Quando poi lo sforzo (che incrementa in modo più che lineare rispetto al carico, perchè è come se la superficie fosse diminuita) raggiunge il valore critico sullo spigolo, si ha il criffing, fenomeno di tipo plastico, quindi non ammissibile fino alla robustezza. Il backling può essere ammesso a contingenza, fermo restando però che la struttura non deve collassare fino al raggiungimento del limite di robustezza. Dopo aver scelto una determinata forma (a parità di area) in modo da assicurare la resistenza in termini di stabilità globale, devo andare a verificare che localmente non si verifichi il criffing fino alla robustezza. Se nell'instabilità globale la forma scelta funziona correttamente, per il problema dell'instabilità locale invece uno spessore troppo piccolo dà problemi. Allora, senza stare a cambiare materiale, quello che de-

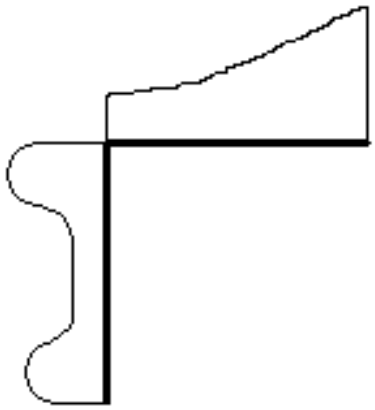

Figura 29.4: Andamento degli sforzi nei primi due pannelli della sezione a forma di "z"

vo fare è aumentare tale spessore. Aumentare lo spessore vuol dire aumentare l'area. Ecco perchè i correnti compressi hanno forma diversa e area maggiore rispetto ai correnti tirati. Consideriamo i correnti all'interno dell'ala. In generale i correnti dorsali sono a compressione, mentre quelli ventrali a trazione. Tuttavia è possibile avere un'inversione del carico applicato: in questo modo i dorsali vengono tirati e i ventrali compressi. E' necessario conoscere a priori questa eventualità, andando a vedere il diagramma n-V che presenta tutte le possibili condizioni in cui si può trovare il velivolo oggetto d'esame. Se un aereo è progettato per richiedere anche l'inversione del carico, dovrò tenerne conto nel dimensionamento. In genere comunque l'inversione avviene con carichi minori, dunque una buona progettazione a carico positivo massimo mi garantisce il corretto funzionamento anche ad n negativi: i correnti dorsali resisteranno anche a trazione e viceversa i ventrali. I correnti dorsali possono essere sottoposti a trazione e i ventrali a compressione anche non in caso di n negativo: il velivolo parcheggiato è un esempio. Tuttavia il carico in questione è molto basso rispetto ai potenziali carichi sopportabili dalla struttura, dunque non dà problemi. Un caso molto significativo in questo senso (n positivo) è invece l'atterraggio. Escludendo la presenza di motori e carrelli sull'ala, questo comportamento di spiega analizzando gli altri carichi presenti: portanza e forze di massa. La portanza è n volte il peso del velivolo, i carichi di massa n volte il peso dell'ala. In questo modo genericamente la portanza è prevalente rispetto ai carichi di massa. In atterraggio però, a parità di tutti gli altri carichi, la portanza risulta

essere slegata dal fattore di carico n, e dipende invece dalla velocità di discesa. I carichi di massa continuano a dipendere dal fattore di carico, quindi se n è grande avremo l'inversione del carico (sempre con n positivo!). Questo avviene tipicamente per gli aerei imbarcati.

Capitolo 30

14-01-04

Una volta che noi abbiamo fatto il bilanciamento e diciamo pure il primo movimento di una sezione della nostra ipotetica trave, ipotetica nel senso modellata sulla nostra ala, vediamo di capire qual è l'operazione successiva che dobbiamo fare abbiamo parlato della creazione di un' ala, piuttosto che di una fusoliera o di un impennaggio. Qual è l'operazione che sicuramente dobbiamo fare per completare a un certo livello il nostro progetto. Ricordiamoci che con il dimensionamento: noi abbiamo, rispettando i limiti esterni ed interni della sezione stessa, scelto i materiali, abbiamo definito, calcolato, il valore della sezione, il valore dei correnti, il valore degli spessori dei pannelli. Abbiamo tenuto conto in maniera più globale, piuttosto che in maniera più puntuale, ai valori delle sigma e delle tau, cioè agli sforzi ammissibili, di diversi problemi quali l' instabilità per pressione dei correnti, che ci porta a definire un disegno ben preciso della sezione stessa, ben precisa nel senso il migliore possibile, l' ottimale avendo come funzione obbiettivo: il peso. A questo punto abbiamo fatto il primo dimensionamento, e non siamo sicuri del fatto nostro, nel senso d'essere certi che quella è la sezione migliore, che i conti che abbiamo fatto siano giusti perché è insita nelle ipotesi che abbiamo adoperato per arrivare a questa conclusione di dimensionamento ci sono valutazioni non corrette al cento per cento. Quali per esempio, riportiamoci su una sezione d'ala,in una determinata posizione, che conoscevamo nella condizioni di carico che ci davano la maggiori sollecitazioni, poi la abbiamo disegna. Ora quali erano le ipotesi che avevamo fatto e che ci portano a non essere certi dell'ottimizzazione del disegno? Quali erano in primis? I più importanti? 1° Ipotesi: Modellare l'ala come una trave, cioè più precisamente.

Dove stanno le grossolanità? Noi nel fare quel ipotesi siamo partiti direttamente dal modello,abbiamo detto: il modello della trave è questo qui. Perché lo abbiamo detto? Perché se no non riuscivamo neanche a partire non riuscivamo a dire neanche come erano fatte le sezioni, come erano fatte dal punto di vista della loro scelta geometrico, come orientamento. E notate, questa ipotesi non l' abbiamo neanche fatta nella fase in cui facevamo il dimensionamento, ma abbiamo dovuta farla prima ancora. Quando? Quando siamo andati a calcolare le sollecitazioni nelle sezioni, quali sezioni? Nelle sezioni normali all'asse, perché se no non riusciamo a definirle. Cioè al inizio del nostro processo, una volta cioè completata l' analisi delle condizioni di carico quindi dei carichi degli elementi che andavano a gravare sul nostro mezzo, qualsiasi esso fosse, un aeroplano nel nostro caso, in specifico sul ala di un aeroplano . Siamo partiti da questa ipotesi perché se no non riuscivamo. Bene la prima cosa è di verificare dov'è effettivamente l' ala. Notate a livello di sezione, perché il fatto che le sezioni non siano uniformi e gli elementi dentro non siano convergenti per intanto non lo prendiamo in considerazioni, sarà frutto di un ulteriore approssimazione. Ma come prima cosa dobbiamo controllare che in ogni singola sezione che prendiamo in considerazione quel ipotesi che abbiamo fatto dell' asse, sia più o meno vera, o di quanto sia sbagliata. Allora detto questo poniamoci nel caso reale:noi abbiamo la nostra ala che in forma, in pianta, in profilo, nei diversi profili non ci dà nessuna sorpresa, non stiamo li a commentare ci proviene da uno studio precedente fatto da noi o da altri, ma ci fidiamo. Dobbiamo prendere in considerazione la parte strutturale dell' ala stessa, per prendere in considerazione l' ala stessa, la modelliamo come una trave. Scegliamo un' asse,scelto l' asse prendiamo le sezioni, dai carichi che c'erano valutiamo in queste sezioni le sollecitazioni, quelle che conosciamo già. Quando dobbiamo fare il dimensionamento dell' ala in effetti cosa facciamo, come procediamo? Dimensioniamo le sezioni. Quali, tutte? No, perché sono infinite. A che cosa ci limiteremo? A dimensionarne un certo numero, il meno possibile, ma che siano significative, se ci troviamo in corrispondenza di una ala e non ci sono aperture strane, no c'è carrello. Di una semiala all' incastro ne prendiamo come minimo: Una sezione all' incastro, una sezione a metà strada, una sull' apertura e altre due suddividendo ulteriormente. E poi dopo? Dimensioniamo queste, andiamo a vedere le sollecitazioni che ci sono li e poi dopo ripristiniamo, a disegno, la continuità della trave (Figura 30.1).

Ovverosia andiamo a vedere di raccordare, immettere la dove non c'è, interpolare

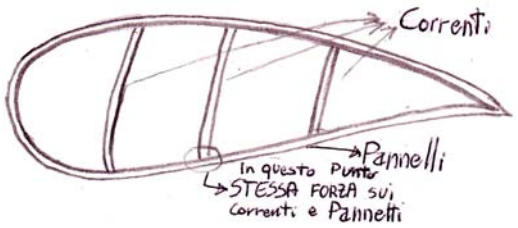

Figura 30.1: Sezione di un'ala

a disegno una chiusura. E' chiaro che nel dimensionamento dovrò fare un interpolazione delle varie sezioni, cioè ripristino della continuità. Per esempio quando passo da 4 a 3 correnti, cioè nella sezione mediana e d' incastro avrò più correnti, che quelli che ci sono verso l'estremità, per ovvi motivo: perché le sollecitazioni quali? Tutte: azione assiale, azione di taglio, momento flettente, momento torcente. Ricordiamocele nelle loro componenti, siccome siamo sui piani, ragioniamo per piani, per piani paralleli che sono i piani delle diverse sezioni avremo due componenti. Due componenti di che cosa? Dell' azione del taglio e del momento flettente e non dell' azione assiale e nemmeno del momento torcente. Detto questo, queste sollecitazioni in una situazione di carico normali, per N crescenti o decrescenti, chiaramente vanno aumentando positivamente dal estremità al incastro per questo motivo ci veniva di mettere meno correnti. Ritorniamo al nostro problema abbiamo una sezione precisa, dimensionata più o meno, come ci siamo detti, la prima verifica che facciamo è quella di vedere dove passa l' asse in quel disegno che abbiamo fatto e confrontarci con le ipotesi che abbiamo fatto, in generale ci verrà detto che in quel punto, non avevamo preso in considerazione nel dimensionamento di rispettare il disegno, ci verrà detto che quel punto di intersezione dell' ipotetico asse con la sezione non corrisponde a quello che abbiamo ottenuto disegnando. Torniamo a noi come facciamo a disegnare l' effettivo asse, effettivo punto di intersezione sulla nostra sezione, disegnata, con l' asse vero della trave. Dove sta questo punto? dov' è? Non ci sono più ipotesi da fare, se la scelta che abbiamo operato del materiale, ci stiamo gia basando su una realtà non fisica, ma che per noi è come se lo fosse, se il materiale sarà uniforme quel punto è il baricentro delle aree. Quali aree? Di tutte? Tutte. Tutte quali? Quella dei correnti? A questo punto il corrente è disegnato e come è disegnato il corrente sono disegnati anche i pannelli. La realtà che noi avevamo mistificato, questa è la 2° ipotesi "grossa". Noi abbiamo progettato, ipotizzato, e abbiamo uti-

lizzato quindi una tecnologia, quella del semi-guscio, che ti porta a trascurare delle ipotesi elementari, cioè la collaborazione dei pannelli alla sopportare dell' azione assiale e la collaborazione dei correnti all' azione di taglio, che pur essendo piccola c' è, esiste e dobbiamo considerarla. Se non vogliamo ricadere nella identità, dobbiamo scartare questa ipotesi, perché quel punto lì è ancora quello, perché noi abbiamo fatto i nostri calcoli pensando che l' azione assiale passa per lì. Adesso ci sono i pannelli e anche loro danno il loro contributo. Dobbiamo riportarci alle successive approssimazioni sempre più vicino alla simulazione precisa, al comportamento corretto effettivo fisico della nostra simulazione. Tutti i pannelli li prendiamo in considerazione come entità allo stesso modo? Stesso modo vuol dire che come sappiamo che la sollecitazione che ci sono in quella sezione sono di azione assiale che può essere di trazione o di compressione,poi c' è l' azione di taglio,il momento flettente che si impegna la nostra sezione parte in trazione e parte in compressione, poi c' è il momento torcente. In questo senso i pannelli, che sono reali, non sono più assoggettati a quelle ipotesi semplificative, per quanto riguarda la sopportazione dell' azione assiale generica, trazione e compressione. Come li trattiamo? Allo stesso modo, o no? Cioè si comportano effettivamente in maniera tale da sopportare, quindi da reagire con degli sforzi, a una distribuzione di sforzi assiali di trazione e compressione dipendentemente dalla posizione in cui sono, perché notate che se ho la mia sezione (Figura 30.1) lo stesso sforzo che ho sul corrente nella posizione in cui si aggancia con il pannello lo avrò sul pannello nel medesimo incastro. Per il momento flettente, per l' azione assiale in generale. Ripetiamo: perché per il momento flettente, vale quello che ho detto cioè, se ho uno sforzo sul corrente in quel punto anche sul pannello avrò lo stesso? Cosa ci assicura che lo sforzo sul corrente sia uguale allo sforzo sul pannello nello stesso punto? La distanza dall' asse neutro, diciamo più fisicamente, nel senso che l' asse neutro non c' è fisicamente, ma c' è perché noi abbiamo tradotto in maniera analitica un comportamento, tale da rendere reale quel modello. Cosa succede fisicamente? Si deformano allo stesso modo, Perché? Potrei dire che si deformano allo stesso modo io l' asse neutro non lo vedo! No devi guardare l' asse neutro, perché quando è sollecitato a momento flettente come si deforma, il complesso e quindi in particolare ogni singolo particolare? Linearmente col materiale. Giusto, ma più facile. Se guardo globalmente, cosa guardo? Una sezione. Cosa fa la sezione? Ruota intorno ad un asse. Ma ruota come? Mantenendosi piana, che vuol dire dal rotazione gli spostamenti, o diciamo meglio le

deformazioni lineari normali al piani di sezione, sono lineari con la distanza, quindi il materiale è lo stesso e lo sforzo è uguale. E' uguale, se il materiale si comporta nello stesso modo, il materiale è lo stesso per ipotesi, se non vale questa ipotesi, cioè che i materiali sono diversi, vuol dire che la deformazione è la stessa, ma le ipotesi saranno diverse. Ma diciamo che i materiali siano uguali per semplicità, questo è valido se il materiale dei corrente e di tutte le parti dei correnti e dei pannelli si comportano in un modo ben preciso, quale? Siamo passati dal globale al locale. Stiamo discutendo quel ipotesi che avevamo fatto, ipotesi elementare, sul reazione all' azione assiale dei pannelli. Ricordate. Fino a che è valida questa ipotesi? Vale se al crescere della deformazione cresca lo sforzo e cresca in un certo modo: in campo elastico in un modo, in campo plastico in un altro, con una legge ben precisa. Ma è così? Sappiamo perfettamente che può non essere così, perché sul pannello o sul corrente, sul ala, quella a maggiore sforzo, il che vuol dire a maggiore deformazione potrebbe cambiare modo di funzionare. Cioè potrebbe instabilizzarsi e quindi a sforzo costante aumentare la sua deformazione, cioè non più aumentare lo sforzo in funzione della deformazione, ma mantenerlo costante, in sostanza si cambiano le carte in tavola. Commentiamo nella realtà globale, per quanto riguarda la parte in trazione anche il pannello indipendetemente dalla sua posizione si comporterà in maniera corretta, mediamente, cioè cresce la deformazione che imponiamo tramite le sollecitazioni, cresce lo sforzo e arriva al suo valore linearmente fino allo snervamento e poi con la sua legge di plasticità e quello di compressione? No, potrebbe arrivato al suo valore critico aumentare la deformazione, aumentare la sezione, ma lui non da un contributo che aumenta. Chi glielo dà? Finche il processo non si sviluppa anche sui correnti, il contributo lo danno i correnti. A questo punto vedete che arriviamo a una realtà che avavamo ipotizzato per metà, cioè nella parte dove c'è il pannello, il pannello non si comporta più bene. non reagisce più? no, reagisce, ma non in maniera normale, ma reagisce a sforzo costante allora cosa possiamo fare: primo, facciamo subito una distinzione, o noi decidiamo che sulla nostra sezione non ci siano problemi di instabilità, cioè non debba nascere instabilità in particolare nel caso della compressione, che è il nostro caso, e notate dopo c'è anche il taglio ci sarà una convenzione che farà decadere il fatto di avere sia l'azione assiale che il taglio. E l'instabilità per compressione: decidiamo che no debba mai succedere, non debba mai succedere fino alla contingenza o anche dopo? Diciamo che non deve succedere fino alla robustezza a quel punto il nostro punto si comporta in maniera corretta, e

anche i nostri pannelli sono tranquilli, fanno parte a tutti gli effetti della struttura sia in senso di tagli sia in senso d'azioni assiali. In generale questa ultima soluzione difficilmente viene presa in considerazione, in generale questo ci porterebbe ad avere un peso della nostra soluzione eccessivo, una buona fetta di queste soluzioni porta a prendere in considerazione, come decisione che questa mancanza di problemi di instabilità ci sia almeno fino al limite di contingenza, dei carichi di contingenza, dopo di che al limite della contingenza fino al limite totale della robustezza, totale vuol dire tutto il carico di robustezza, possiamo tollerare delle instabilità, purché chiaramente queste instabilità non provochino collasso, che vediamo dopo. A questo punto vedete che fino al limite della contingenza noi possiamo prendere in considerazione tutto il materiale che c'è quindi in un materiale uniforme, il baricentro è il punto di "incontro", il baricentro delle aree totali, aree vuol dire sia quelle dei correnti sia quelle dei pannelli. Diciamo di stare attenti a questa ipotesi in questo caso in questa stessa occasione, valutiamo la figura 30.2.

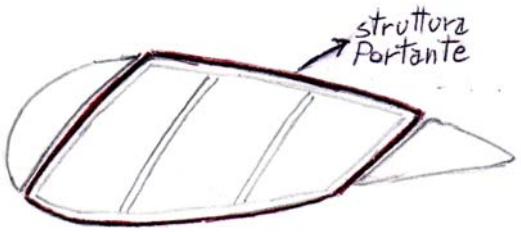

Figura 30.2: Struttura portante di una sezione alare

Siamo allora in quella stessa fetta di soluzioni e decidiamo che no debba andate in instabilità fino al limite della contingenza, abbiamo trovato quindi il punto di intersezione visto che il materiale è uniforme che il baricentro di tutte le aree dei correnti e dei pannelli. Notate che se andiamo a vede per determinate soluzioni che apposta immaginiamo che questo soddisfi i criteri di stabilità, in effetti, il contributo, diciamo meglio il valore dell' area dei pannelli rispetto a quello dei correnti non è così trascurabile dal punto di vista quantitativo. Quindi può darci delle variazioni non piccole sulla posizione, la posizione quindi è diversa da quella che avevamo ipotizzato. Andiamo a fare un altra astra-sezione in una altra posizione e andiamo ricavare i dati, chiaramente andando a interpolare la curva che verrà fuori non sarà una retta, facilmente, e moltiplichiamo e vediamo un po'. Ma moltiplicando, dopo la realtà varia? no, perché è chiaro che facendo ulteriori variazioni sul vettore di

trasporto arrivo ad avere un asse, un retta quale luogo dei centri delle diverse sezioni che è diversa da quella che avevo scelto, cosa mi varia? Come prima cosa mi varia l'orientamento delle sezioni. Le forze nelle condizioni di carico sono sempre le stesse a prescindere perciò dovrò rivedere il posizionamento delle sezioni. Come seconda cosa dovremo riposizionare l'azione ad esse normali, metterla in asse e variare quindi anche le sollecitazioni, le sollecitazioni varieranno di tanto o di poco dipendentemente se questo spostamento sarà grande o piccolo. Dopo di che, quella sezione che avevamo dimensionato prima la buttiamo via e la ri-dimensioniamo da capo? Assolutamente no, perché sappiamo che abbiamo ragionato su qualcosa di esistente, chiaro che varieranno le sezioni,perché varierà l'angolo, di tanto di poco, se abbiamo fatto le cose un po' bene in principio, non sarà tanto, ma una variazione c'è. Ricalcolereme tutte le nostre caratteristiche in termini di che cosa? Ma andiamo subito a mettere a posto le cose, primo: il baricentro. dopo dobbiamo simulare il comportamento sotto sollecitazioni di tutta la sezione quello che ci aveva fatto dire che le sezioni ruotano intorno a quel asse mantenendosi piana, cioè dobbiamo andare a trovare l'asse neutro. In generale non ci conviene andare a determinare l'asse neutro, perché esso dipende si dalle caratteristiche inerziale sella sezione, ma dipende anche dalla sollecitazione collegate, che è la sollecitazione di momento flettente. Che collegamento c'è tra uno e l'altra, il collegamento è di tipo geometrico, cioè?Come sono collegati il momento flettente, la sollecitazione, e la deformazione, e quindi l'asse neutro,che è lui quello che comanda? Il nostro collega dice: in corrispondenza dell'asse neutro non c'è deformazione assiale quindi non c'è neanche sforzo assiale, ma questa è una cosa ovvia. Che collegamento c'è tra l'asse neutro e il momento flettente? E' coniugato, cioè? Sono collegati in maniera geometrica. Allora, visto che nessuno lo sapeva, andiamo a vedere separatamente: primo, l'asse neutro passa per qualche punto fisico? si o no? (Figura 30.3)

L'asse neutro dov'è? Secondo quello che ha detto il nostro collega, se vado ad applicare questo momento, in generale, la mia sezione si deforma, come? Ruoterà. come? Intorno all'asse neutro. E dov'è l'asse neutro? Non abbiamo nessun indizio? Quel momento flettente può essere rappresentato da un vettore, com'è il vettore? Normale al piano di sollecitazione del momento, in questo caso è nel piano della sezione. Ora l'asse neutro coincide con il vettore? Assolutamente no, per diverse ragioni: come direzione, non è vero. E poi quel momento flettente dov'è: in alto, in basso, sopra, sotto? perché abbiamo detto che l'asse neutro è collegato al momento

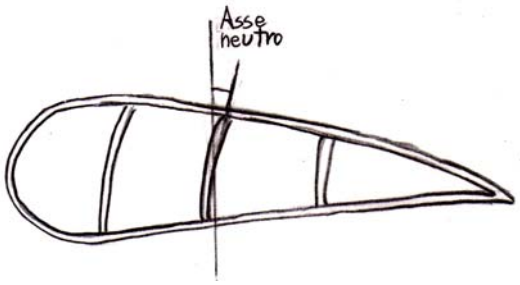

Figura 30.3: Asse neutro di una sezione

ma non solo al momento è anche coniugato con la sezione. In che senso? Geometricamente. Quindi prendiamo la tratta del piano di sollecitazione sul piano di sezione del momento e sappiamo che quello li è collegato con il nostro asse neutro. Che ha quale direzione? Dipende dalla sezione. Ma per dove passa? se la sezione ruota quell'asse lì deve essere collocato geometricamente, posizionato rispetto alla sezione. Certo che passa per il baricentro, attenzione ci passa, notate che tutto deriva dal fatto che c'è una distribuzione di sforzi che nasce sui singoli punti. Quindi è il baricentro se e solo se i materiali sono uniformi, se i materiali cambiano , questa è la definizione sempre valida, è l'intersezione dell'asse reale con il piano di sezione. Solo se i materiali sono uniformi, perché notate fino a qualche anno fa, fino a una decina di anni, questa specifica era superflua perché in una struttura aerodinamica, nella fattispecie prettamente meccanica, difficilmente mischiavamo i materiali, cioè utilizzavamo diversi materiali nella stessa sezione, con caratteristiche di deformabilità locali cioè singolari modulo elastico. Oggi come oggi andiamo via da una soluzione metallica andiamo verso i materiali compositi, noi possiamo avere una variazione solo usando le stesse fibre le stesse resine, ma basta che cambiamo l'orientamento delle fibre stesse, rispetto ad un riferimento globale, che subito ci cambiano le caratteristiche di risposta del materiale tra sforzi e deformazioni. Quindi dobbiamo tenerne conto in maniera la più precisa possibile se no non capiamo. Adesso torniamo a noi per semplicità il materiale è uniforme, l'asse neutro passa per il baricentro, ed è orientato in funzione delle caratteristiche inerziali della sezione che non è novanta gradi e notate è inclinato, le deformazioni uguali le abbiamo con le coordinate che non sono ortogonali. Io non ce la faro mai! non è vero. Facciamo subito una semplificazione dal punto di vista razionale che ci porta avanti anche dal punto di vista operativo, cioè noi sappiamo che per punto lì devono passare gli assi di cui sto

parlando, allora so anche che se io ho la mia sezione, questo collegamento tra deformazione e sollecitazioni in termini flessionali mi ammette degli accoppiamenti della coniugazione, nella evoluzione dei diametri coniugati, si diceva così quando si faceva geometria analitica, proiettiva, cosa che voi non avete fatto. Questi accoppiamenti sono tali che se noi continuiamo a variare la posizione del asse neutro del piano di sollecitazione ce ne salta fuori una coppia che guarda caso è a novanta gradi una con l'altra, in questa coniugazione, perfetta. E' solo una coppia in generale? Se ce ne più di una, ce ne sono infinite! Che cosa vuol dire che sono a novanta gradi? Succede che ho un piano di sollecitazione la cui tratta è uno di questi due assi, l'altro è il suo asse neutro ed è normale ad esso. In questo caso la direzione dell'asse momento coincide con la direzione dell'asse neutro. Allora cosa ci conviene fare? per prima cosa ci conviene andare a ricercare questa coppia di assi che guarda caso dipendono dalle caratteristiche inerziali della sezione, in particolare dipendono da quali caratteristiche inerziali della sezione? Dai momenti d'inerzia, in effetti quella è l'unica coppia per cui esistono solamente momenti di inerzia quadratici, uno intorno ad un'asse e uno intorno all'altra. E quegli altri, quelli misti? Sono zero. Li sappiamo trovare? Ma certo prendo una coppia la faccio girare, valuto i momenti di inerzia sia quelli doppi sia quelli incrociati, faccio girare fino che quelli incrociati vanno a zero, e così l'ho trovata. Allora cosa faccio, come mi comporto? Io prendo la mia sezione, valuto la mia posizione prendo il mio momento lo scompongo rispetto ia due assi principali e valuto separatamente gli sforzi che mi nascono in un sistema ortogonale e sommo punto per punto i contributi di una componente con l'altra. Oggi come oggi si fa proprio così, con i nuovi calcolatori? Non è necessario io posso prendere la direzione qual si voglia e andare a calcolare tenendo conto però anche dei momenti d'inerzia misti, tenendo conto quindi del interferenza del abbinamento fra l' una componente e l'altra. In particolare tanto per ragionarci sopra, è chiaro che questa sezione, se io metto in piedi tutti i diametri, diciamo meglio: gli assi neutri e relative direzione di sollecitazione, e gli do un opportuna scala, nasca un ellissi d'inerzia (Figura 30.4).

Notiamo che uno dei momenti d'inerzia è il massimo, mentre l'altro è il minimo, e quello rispetto ad un terzo asse è la somma dei due. Com'è la direzione dell'asse neutro in quella trasformazione geometrica? Io faccio così: traccio la parallela nel punto di intersezione del piano di sollecitazione con le (Figura 30.3). Dall'asse principale d'inerzia possiamo tracciare, qualitativamente, un ellisse. Ci conviene andare a vedere? certo perché così sapremo i punti della sollecitazione assiale. Guardando

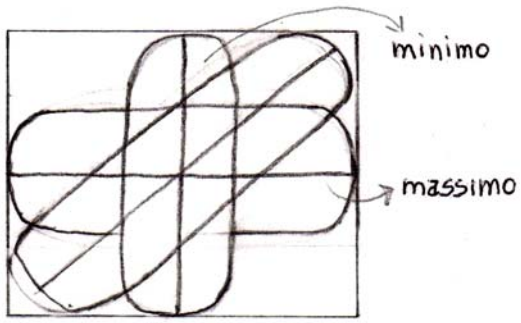

Figura 30.4: Ellissi d'inerzia di una sezione

questo, cosa nascerà? Noi abbiamo scelto il caso bidimensionale , ma è la stessa cosa tridimensionalmente, invece che due gli assi d'inerzia saranno tre. Visto sugli aeroplani, spostiamoci dal bidimensionale al tridimensionale, non parleremo più di aree, ma di che cosa? in termini di momento d'inerzia? Di masse. Vedete il nostro aeroplano a cosa è ridotto come modello? E' ridotto a tre assi principali che passano per il baricentro. Per l'aeroplano che senso hanno gli assi principali d'inerzia? Visto che i momenti d'inerzia sono fatti sulle ali, sulle masse? Quall' è il significati fisico importante, del corpo tridimensionale, libero soggettato a un sistema di forze auto-equilibrato, dinamico, che significato ha? Se io applico un momento che agisce attorni ad un asse, il movimento che ne ottengo, notate ha ridotto al infinitesimo di tempo, lo spostamento rigido avviene solo su quell'asse, non c'è componente rispetto agli altri assi se io do una forza lungo un asse lo spostamento avviene solo lungo quell'asse. In funzione di questo è stato disegnato così l'aeroplano. Ditemi in che senso è stato disegnato così? Gli alettoni per cosa sono fatti? Per creare un momento intorno all'asse di rollio. Per avere il controllo intorno all'asse di rollio, e solo li intorno. E l'equilibratore? E' un po' più sporca la questione, vedete lui genera un momento intorno all'asse di beccheggio, però anche con una componente di forza, e per quella centra se è piccolo, se è lontano, etc. E per il timone? Il timone crea, oltre che una forza, un momento non solo intorno all'asse d' imbardaggio. Ma perché non lo fai giusto? Per motivi di ingombro devo metterlo di sopra, la dove posso lo metto sotto, dove? Nei dirigibili. E altresì chiaro che quando metto un polo con i motori, lo posiziono: se è un monoblocco lì in cima, in modo che sia il più vicino all'asse di rollio, quando ne ho più di uno li metto in modo tale che siano il più possibile allineati. Per esempio se sono più di uno, in numero pari, e

non danno la stessa trazione devo metterli in modo che si equilibrino. Torniamo al nostro problema: adesso dopo aver proposto la soluzione dobbiamo andare a verificare. Passo successivo al dimensionamento è quello che genericamente si chiama di verifica. E quante verifiche dobbiamo fare? Una sola? No, dipende dal grado di approssimazione cui siamo arrivati. Modificando sempre di più la nostra visione della realtà, nel senso di adattarsi il più possibile alla realtà, sia andando a vedere puntualmente, sia, per andare a vedere puntualmente, adoperando dei metodi, delle metodologie di carico, che ci da la possibilità di migliorare questa nostra simulazione, questa nostra modellazione della realtà, in maniera analitica. Siamo ora alla prima approssimazione, alla prima verifica che facciamo. Notate siamo nell'ipotesi in cui effettivamente, riteniamo e vogliamo che nel nostro progetto fino ai carichi di contingenza non ci siano problemi di instabilità, il materiale si comporta tutto allo stesso modo, sia esso il corrente o il pannello o qualcos' altro. E viceversa dalla contingenza fino al limite massimo della robustezza possano accadere dei problemi: sia di instabilità, sia di plasticità. Secondo voi come possiamo tenere conto di questo, di quello che noi chiamiamo una verifica di questi fenomeni? Cominciamo, con il primo passo. Quello che noi chiamiamo una verifica cioè andare a vedere come si comporta effettivamente , fisicamente quella soluzione che abbiamo dato in prima istanza. Come procediamo? Troviamo il punto per dove passa l'asse principale d'inerzia, cioè il baricentro, troviamo gli assi principali d'inerzia, scomponiamo le nostre sollecitazioni rispetto agli assi stessi. Ma quali? Il momento me lo hai raccontato, quale altro dovremmo scomporre? Il taglio ovviamente. E la verifica in cosa consiste e come procede? Come esplichiamo questa operazione che normalmente chiamiamo di verifica? A partire dalle sollecitazioni date, in cosa consiste? cosa facciamo? Devo andare ad analizzare la nostra struttura punto per punto, della distribuzione degli sforzi, di che cosa ? vado a verificare effettivamente, finalmente e solo qui, quelle che sono le reazioni interne che si generano nella nostra struttura nella fattispecie nella nostra sezione, tranne la valutazione della effettiva valutazione degli sforzi, causati da chi? Causati dalla sollecitazione esterna, se no non ci sogniamo di avere reazioni interne. Allora la verifica in che cosa consisterà? Perché questo è il primo passo, è chiaro che la verifica la farò in questo modo, una volta che ho valutato globalmente l'azione interna che si produce nella mia struttura la confronterò con la sollecitazione esterna. Non la confronto solo qualitativamente, ma anche quantitativamente; valuto il margine di sicurezza, rapporto le due e vado a vedere che

risultato ho. E' chiaro che: se ho zero vuol dire che le due coincidono, e quindi sono al massimo della bellezza e della progettazione, se il margine di sicurezza si riduce ad essere negativo, vuol dire che l'azione interna che riesco a produrre e inferiore alla sollecitazione esterna, viceversa se positivo. Momento, questo globale, vi ricordate che avevamo definito anche un margine di sicurezza locale, puntuale, cioè basato sugli sforzi direttamente, come lo valuto? Lo valuterò confrontando, o rapportando diminuendo di uno, con la stesse modalità, gli sforzi massimi con gli sforzi massimi ammissibili, che mi derivano da che cosa? Mi derivano da quelle imposizioni che ho fatto per dichiarare sicura la mia struttura: la contingenza e/o la robustezza. E' chiaro che aumentando la precisione del mio modello riesco a valutare gli sforzi punto per punto il più precisamente possibile tenendo conto anche di quello che sono le maggiorazioni di sforzo dovute a variazioni di forma strane e via dicendo. Certamente si. In modo tale da confrontare sempre con l'ammissibilità. Adesso vediamo operativamente come procediamo, come facciamo a valutare la distribuzione degli sforzi sulla nostra sezione? Se noi siamo dei maghi cerchiamo all'interno delle ipotesi elementari, è un attimo. Ma ci troviamo di fronte alla realtà è chiaro che se riuscissimo ad usare le stesse notazioni elementari, migliorando la resa nei calcoli che eseguiamo pur tentando in maniera semplice in maniera elementare, saremo più felici, non cambiamo mentalità, non cambiamo metodologia. cosa possiamo fare? Non cambiamo il metodo, cambiamo il modello la rappresentazione di quella che è la nostra realtà, dobbiamo migliorarla, se vogliamo migliorare il risultato mantenendo la stessa metodologia. Cosa vuol dire? Sappiamo già la soluzione, ne abbiamo già parlato e voi la avete già vista, mantenere la stessa metodologia, ma migliorare il modello a cui l' applichiamo. Qual' è? Qual' è il difetto del nostro modello, quando usiamo ipotesi elementere? Dal punto di vista della comportazione o della reazione all'azione assiale, qual' è? Se dobbiamo mantenere la stessa metodologia di carico cosa dobbiamo fare affinché detti pannelli ci siano. Vediamo fisicamente cosa succede. Cosa dobbiamo fare in modo tale che tutto ci si rappresenti in maniera fisica davanti agli occhi? Dobbiamo immettere delle aree, cosa in specifico? dei correnti fanno quasi paio con le forze d'inerzia nel senso che sono distinte dal punto di vista fisico, sono viceversa reali dal punto di vista della metodologia che usiamo, cioè sostituiamo alla collaborazione dei pannelli alla sopportazione dell'azione assiale quel elemento che nella nostra metodologia è capace di sopportare la reazione assiale. Ma in che modo dobbiamo fare, è chiaro che se al limite al interno di ogni singolo

pannello stando al limite, rappresentandoli dovrei mettere un infinità di correnti infinitesimi, di area infinitesima, non lo faremo mai. E' chiaro che aumentando il numero dei correnti posso riuscire a migliora e per quanto riguarda il taglio? certamente, la stessa identica soluzione, perché questa soluzione mi da la possibilità anche nell'analisi a taglio, diciamo meglio le sollecitazioni taglianti: il taglio vero e proprio e il momento torcente mi danno la possibilità di valutare la variazione, non diciamo punto per punto, ma almeno pannellino per pannellino in cui abbiamo suddiviso. E' chiaro che dovremmo distribuire queste aree, in maniera tale da rispettare le caratteristiche inerziali della sezione non dovrà variarmi il momento d'inerzia, i momenti d'inerzia altrimenti va fallire la sezione. Cosa voglio dire? Il momento d'inerzia dipende dall'area per esempio l'area di tutto il pannello vale tot la divido in fette devo mantenere la posizione, cioè nel momento d'inerzia la posizione, che vale non il doppio, ma vale al quadrato, quindi devo stare attento a far si che in questa mia modellazione vengano rispettate le i momenti d'inerzia. Questo modo di procedere ci porta a capire cosa vuol dire: quando noi parliamo di area del pannello collaborante, ne avrete sentito parlare, collaborante a che cosa? Collaborante alla sopportazione dell'azione assiale. E' chiaro che, quella parte di pannello che è effettivamente giuntata tramite chiodatura, piuttosto che qualche altro sistema con il corrente subisce la stessa storia deformativa del corrente. Diciamo però: non potrebbe per caso andare in carico critico tra un azione e l'altra? Certo, ma noi verificheremo che questo non succeda, non lo facciamo succedere. Andremo a variare la dimensione per far si che questo non succeda, perché ci metterebbe in crisi i chiodi, piuttosto che la colla, etc. Quindi c'è una parte del pannello, che anche se una parte del pannello si instabilizzasse, non si instabilizza. Allora in generale si accresce l'area del corrente, di quella che è l'area di quella parte di pannello, si parla di area collaborante del pannello alla sopportazione del azione assiale. Quella simulazione del pannello come una serie, un certo numero finito di correnti ci da anche una possibilità. Se noi quando andremo al di là della contingenza, e diciamo può succedere, ci possiamo permettere che ci sia una qualche instabilità di pannello, cioè il pannello non sopporta più l'azione assiale in maniera proporzionale al carico e indipendentemente dalla sua posizione, ma mantiene un carico stazionario. Cosa posso fare? Posso prendere quel corrente lì e toglierlo. Si bé, ma un po' faceva! Certamente si, darò la possibilità alle aree vicine di sopportare quel carico. Ma se togli il corrente cosa cambia? Se tolgo il corrente cambiano le proprietà inerziali

della sezione? Certo che si. Se il pannello si stabilizza e quindi non sopporta più allo stesso modo, con la stessa legge di comportamento, l'azione assiale in funzione della deformazione è come se tutta la mia sezione avesse una rigidezza inferiore, la sua deformazione è maggiore. Maggiore di quanto? E' togliendo il corrente devo rivalutare il momento d'inerzia, per primo, poi rivaluterò il punto del baricentro, rivaluterò gli assi principali d'inerzia, rivaluterò le componenti di sollecitazione, e avanti così, si dice che siccome questo fenomeno si avrà in funzione del carico per compressione quindi del momento flettente piuttosto che del taglio, potremmo procedere con un processo al passo. Per esempio: Abbiamo degli incrementi di carico, andiamo a vedere cosa succederebbe. "Se questo qui si ha superato il carico critico. Toglilo via. Riaggiorna la sua situazione inerziale." Voi parlate di matrici d'inerzia, non è altro che questo: riandare a valutare quanto vale quando noi abbiamo tolto una parte del materiale.

Capitolo 31

19-01-04

Stiamo parlando della fase successiva al dimensionamento: è quella di "verifica". Non necessariamente, nel mondo del lavoro, chi fa la prima fase fa anche la seconda. Bisogna quindi riuscire anche a comprendere il perché di determinate scelte nella prima fase per potere sostenere, durante la verifica, le scelte stesse. Tutti i limiti presi in considerazione durante la fase di dimensionamento devono essere al massimo possibile rispettati durante la fase di verifica. Durante la verifica bisogna tenere conto di tutti i problemi tra cui, fra i più significativi, l'instabilità. Questo ci porta ad una metodologia di verifica cosiddetta "al passo", cioè con il controllo della nostra sezione e dei pezzi per incrementi successivi di carico, fino ad arrivare al carico limite di contingenza piuttosto che di robustezza. In effetti c'è un caso significativo per cui possiamo agire anche in un altro modo. Ci riferiamo ad una sezione semplice, quella normale di un longherone, la quale è costituita da un'anima e da due solette (Figura 31.1)

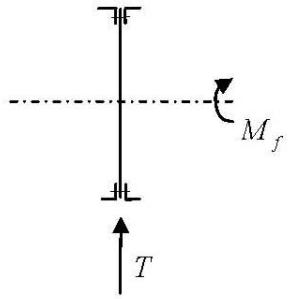

Figura 31.1: Sezione semplice, costituita da un'anima e da due solette

Questa sezione è già stata dimensionata: conosciamo tutte le dimensioni; consideriamo anche che sia simmetrica. In questa sezione non può che esserci un taglio e un momento flettente allineati al piano dell'anima, oltre che un'azione assiale, che però trascuriamo per semplicità. Sappiamo già come verificare la contingenza; prima di procedere, guardiamo la sezione: è chiaro che questa sezione non può avere problemi di instabilità sui correnti (in particolare su quello compresso, quello superiore), fino al limite della robustezza. Questo perché essendoci un solo elemento che reagisce a compressione, se questo si instabilizza (anche nella robustezza), la sezione collassa, perché non c'è altra area in grado sopportare la compressione. Il corrente deve quindi essere stabile fino alla robustezza. Si potrebbe pensare che, se si instabilizza il corrente, c'è il pannello che potrebbe reagire all'azione assiale, ma sappiamo che di solito questo non succede: se il corrente è instabile, il pannello lo sarà ancora di più. Possiamo ammettere invece che il pannello, all'interno della contingenza o della robustezza, possa instabilizzarsi (cioè che possa lavorare in campo "post-critico")? Il pannello è assoggettato contemporaneamente a taglio e ad azione assiale. Vediamo il caso della sola compressione sul pannello. In questo caso il pannello si instabilizza dapprima lontano dai correnti, poi, aumentando il carico, anche vicino ai correnti, ai quali è vincolato. La parte vincolata al corrente, invece, si instabilizza insieme al corrente stesso. In generale è possibile che, all'interno della contingenza, un pannello si instabilizzi pur rimanendo in campo elastico? Significa che, tolto il carico, gli imbozzamenti devono scomparire. E' possibile, purché le deformazioni del pannello (che lavora in campo post-critico, anche se elastico) non siano tali da violare la limitazione sulle deformazioni di tipo globale sulla struttura. La struttura infatti ha deformabilità maggiore, causata proprio dall'instabilità del pannello (Figura 31.2).

Figura 31.2: Deformabilità dovuta all'instabilità del pannello

Può anche succedere però che la deformazione locale superi quella di snervamento: è chiaro che non saremmo più in regime elastico: rimarrebbero allo scarico i segni dell'imbozzamento. Questo non deve succedere. Se ammettiamo che la maggiore deformabilità sia accettabile all'interno del progetto, e che localmente non superiamo mai il limite di snervamento, possiamo ammettere l'instabilizzazione del pannello. Ovviamente non si devono instabilizzare i correnti adiacenti al pannello stesso. In

molti velivoli di dimensioni medie, i pannelli si instabilizzano per compressione, e per compressione e taglio. Inoltre, caricando il pannello coi carichi di robustezza (quelli di contingenza moltiplicati per il coefficiente di sicurezza), non si deve generare il collasso della struttura. Anche per un pannello caricato a taglio si può raggiungere l'instabilità, con gli stessi limiti posti per la compressione. Ma come avviene l'instabilità a taglio? Mentre per la compressione si generano delle ondulazioni normali alla direzione del carico, per il taglio, andando oltre il carico critico, nascono delle ondulazioni inclinate rispetto alla direzione del carico stesso. Aumentando ancora il carico, arriviamo ad un certo valore per cui le ondulazioni diventano inclinate di 45° (Figura 31.3).

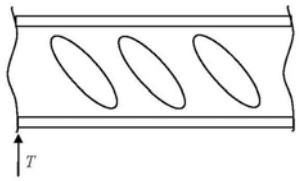

Figura 31.3: Aumentando il carico le ondulazioni diventano di 45°

Questo succede perché gli sforzi principali (due in un pannello piano), per una sollecitazione di taglio, sono proprio inclinati di 45° (fra di loro di 90°). Una sollecitazione di taglio sull'area infinitesima del pannello, figura 31.4,

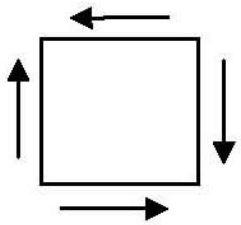

Figura 31.4: Sollecitazione di taglio sull'area infinitesima del pannello

è equivalente a una sollecitazione del tipo di figura 31.5, con sforzi normali.

I due sforzi sono uno di trazione e uno di compressione. Fin quando il pannello permane nel suo piano, i due sforzi sono di ugual valore e di segno opposto. Quando lo sforzo di compressione raggiunge il valore critico, il pannello comincia a imbozzarsi. L'inclinazione, a questo punto, è meno di 45°, ma man mano che il

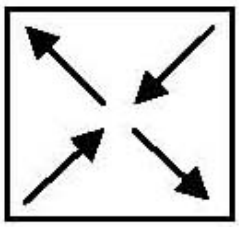

Figura 31.5: Sollecitazione equivalente a quella di figura 31.4 ma con sforzi normali

carico aumenta, lo sforzo di compressione non aumenta più, al contrario di quello di trazione. L'inclinazione dell'imbozzamento continua ad aumentare fin quando il valore dello sforzo di compressione è piccolo rispetto a quello di trazione di un ordine di grandezza. Il pannello si riduce ad essere come un insieme di fili che lavorano a trazione nella direzione principale di trazione. Nell'altra direzione c'è uno sforzo, ma è più piccolo almeno di un ordine di grandezza. Si dice che il pannello lavora in "tensione diagonale": è "incompleta" se, nelle direzioni principali, il carico di compressione non è così piccolo rispetto a quello di trazione, altrimenti "completa". Notiamo che la direzione principale degli sforzi coincide effettivamente con la diagonale del pannello solo se quest'ultimo è quadrato. In ogni caso, questa direzione è comunque a 45°. Si può ancora ammettere questo tipo di instabilità in una struttura, ma bisogna ricordare che nella direzione degli imbozzamenti, c'è una forza di trazione: questa ammetterà una componente, che è di fatto un taglio, normale alla direzione del corrente stesso (Figura 31.6).

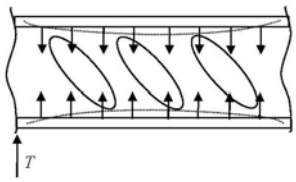

Figura 31.6: Taglio causato da una forza di trazione in direzione degli imbozzamenti

I singoli correnti sono quindi assoggettati ad azione di taglio e momento flettente. Se non si provvede, succede che i correnti vengono a schiacciarsi uno con l'altro: raggiungeremmo immediatamente il collasso della struttura. Allora possiamo permettere che il pannello lavori oltre il carico critico di taglio (a contingenza

o a robustezza), solo se, i due correnti non vengano spostati molto dalla loro posizione. Dobbiamo allora inserire una serie di elementi che agiscano da puntoni, cioè che tengano a distanza i correnti tra loro. Sono chiamati "montanti" (Figura 31.7).

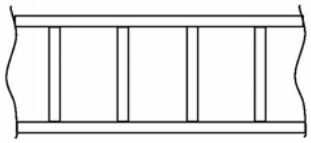

Figura 31.7: Struttura con montanti

I montanti devono avere rigidezza lungo il proprio asse. Inoltre devono avere rigidezza flessionale nel piano dell'anima: lo sforzo principale ha anche una componente diretta come l'asse della trave; se il carico sul pannello è diverso da quello sul pannello adiacente, il montante è anche assoggettato a una componente normale: lavorerà quindi anche a taglio e flessione (Figura 31.8).

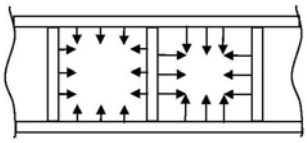

Figura 31.8: Sforzi agenti nei montanti

Se noi usiamo una trave fatta in questo modo, che è un longherone con dei montanti che permettono di lavorare in tensione diagonale, la trave stessa viene chiamata "trave di Wagner", dal nome di colui che ha studiato questo elemento. Vediamo ora come si comporta questa trave che lavora in tensione diagonale. I correnti sono assoggettati a una deformazione come illustrato in figura 31.9.

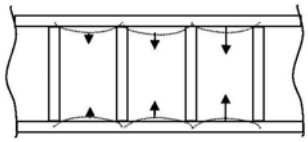

Figura 31.9: Deformazione a cui sono assoggettati i correnti

Queste deformazioni, come già detto, sono comunque piccole, tali da non portare ad instabilizzare i correnti stessi. Questa trave assomiglia all'ala che abbiamo studiato, con le centine per introdurre il taglio nella struttura. In questo caso, il taglio

è introdotto dai montanti. Se una forza di taglio è presente solo all'estremità della trave, la sollecitazione di taglio è costante lungo la trave, e i gli sforzi nei pannelli sono uguali in ogni pannello. Se, viceversa, ho delle forze di taglio in tutta l'apertura, gli sforzi tangenziali nei vari pannelli adiacenti sono diversi. I montanti saranno assoggettati a delle forze trasversali, e lavoreranno a flessione e a taglio, oltre che a compressione. I correnti, rispetto alla situazione in cui si mantengono sullo stesso piano, sono sursollecitati. Il carico critico, a parità di area e di momento d'inerzia, diminuisce. Dobbiamo tenerne conto. Tutto ciò comporta ulteriori problemi! Perché allora non facciamo lavorare i correnti nel loro piano? Qual è il motivo che ci porta a dimensionare il longherone o alcuni pannelli dell'ala in questo modo? Il carico critico di taglio di un pannello è dato da:

$$\tau = k_t \frac{\pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \tag{31.1}$$

ed è quindi una funzione dello spessore t al quadrato (crescente), del modulo elastico longitudinale E, del coefficiente di Poisson ν, del rapporto tra i lati e dei vincoli che abbiamo all'estremità del pannello. L'obiettivo principe del dimensionamento di una struttura è quello di ottimizzazione: ottenere il minimo peso a parità di resistenza e rigidezza. Se in una struttura possiamo ammettere che i pannelli si instabilizzano, allora si riuscirà ad avere un peso minore, in quanto il pannello avrà spessore minore e potrà essere fissato con meno chiodi (o meno file di chiodi). Non tutti gli aerei però sono costruiti con pannelli che si instabilizzano: il lato negativo è che i correnti sono sursollecitati, e dobbiamo quindi valutare se ci sono dei vantaggi in questa scelta. Inoltre ci sono delle deformazioni in aggiunta: se un elemento passa molto vicino al pannello che si instabilizza, esso deve essere tenuto distante, in modo che non venga compromessa l'aria tra i due elementi. Tutto ciò che abbiamo detto vale per pannelli piani o quasi piani: in questo caso il fenomeno dell'instabilità è di tipo continuo. Man mano che consideriamo pannelli con raggio di curvatura più piccolo, il fenomeno diventa sempre più discontinuo: nascono i problemi di "scatto". Consideriamo un pannello di bordo d'attacco, assoggettato a compressione. Abbiamo detto che se il pannello è curvo, può resistere a compressione in modo non trascurabile, tanto da essere considerato in quella parte con la maggiore curvatura, come un corrente. Vi sono però degli inconvenienti. Poiché il carico di instabilità ha un valore significativo, il bordo di attacco si deforma elas-

ticamente, ovvero immagazzina un'energia elastica notevole. Quando arriviamo al carico critico, si provoca istantaneamente un rilascio di tutta l'energia elastica immessa nel pannello, creando la deformazione di instabilità. Questo fenomeno è di tipo plastico. I pannelli curvi, quindi, non possono essere usati in campo instabile fino al limite della contingenza. Si può rilevare il rilascio di energia elastica (oltre che dagli imbozzamenti che permangono) dallo "schiocco" che si produce, ovvero un rumore dovuto dall'onda di pressione causata dalla deformazione rapida del materiale nell'aria. Fenomeni analoghi allo schiocco in campo aeronautico sono il bang sonico o il rumore causato dalle pale degli elicotteri, tanto che spesso le estremità di esse vengono fatte curve per questo tipo di problemi. Riprendiamo la sezione: diciamo allora che l'anima deve lavorare in campo stabile fino alla robustezza. Come si può fare a verificare la contingenza? Dobbiamo verificare le due condizioni: gli sforzi negli elementi non devono superare gli sforzi di snervamento, anzi dovranno essere più bassi di quello che sarà il margine di sicurezza, le deformazioni devono essere piccole. Bisognerà "analizzare" la struttura, cioè determinarne gli sforzi in ogni punto. Per una struttura così semplice, è necessario analizzare gli sforzi in ogni punto? Se la sezione rimane in campo elastico, lo sforzo massimo dovuto al momento flettente è nel punto della sezione più lontano dall'asse principale d'inerzia lungo cui è applicato il momento. Dobbiamo calcolare sia il massimo sforzo a trazione che quello a compressione. Il primo dovrà essere confrontato con quello di snervamento; si potrebbe pensare che lo sforzo massimo a compressione sia da confrontare con lo sforzo di snervamento, per garantire che la sezione non si instabilizzi. Se così fosse, però, la sezione si instabilizza appena si superano i carichi di contingenza, provocando il collasso prima del limite di robustezza. Lo sforzo massimo di compressione è da confrontare con lo sforzo critico del corrente diviso (almeno) per il coefficiente di sicurezza. In questo modo si garantisce la stabilità della sezione fino alla robustezza. Per quanto riguarda il taglio, la τ è nulla nei punti dove la σ è massima: il momento statico sopra la parte considerata è nullo (anche quello della parte sotto - tutta la sezione - perché calcolato rispetto al baricentro). La τ è massima in corrispondenza di tutti i punti sull'asse principale d'inerzia: qui il momento statico di una delle due parti è massimo. In questi punti σ è nulla. Abbiamo quindi individuato 3 punti in cui abbiamo i valori massimi degli sforzi. Ma in tutti gli altri punti della sezione abbiamo una combinazione di sforzi assiali e tangenziali: il tensore di sforzo è biassiale.

$$\sigma = \frac{M_f y}{J} \quad \tau = \frac{TS'}{bJ} \tag{31.2}$$

Come verifichiamo che la sezione resiste anche in tutti questi punti di sforzo composto? Dobbiamo passare ad una σ equivalente ad uno stato di sforzo monoassiale di trazione. Nei rispetti dello snervamento, la σ equivalente di trazione è analoga allo sforzo composto presente nella sezione. Useremo un criterio di resistenza, come già visto:

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\sigma^2 + k\tau^2} \tag{31.3}$$

dove $k > 1$ dipende dal materiale:

- $k = 3$ per materiali duttili
- $k = 4$ per materiali fragili

Capitolo 32

20-01-04

32.1 Verifica a robustezza

Affrontiamo il problema della *verifica a robustezza* della sezione di longherone. Abbiamo già detto che, per questa sezione, non ci saranno problemi d'instabilità di corrente fino al limite di robustezza (fino alla rottura). Nell'impostare il nostro problema non possiamo utilizzare le stesse notazioni usate per la verifica a contingenza. Per quest'ultima abbiamo usato le notazioni di De Saint Venant, abbiamo calcolato tutti gli sforzi assiali e tangenziali e li abbiamo verificati. Con i carichi di robustezza, però non possiamo fare lo stesso perché possiamo ammettere che la nostra sezione, in toto o in parte entri in campo plastico, quindi non c'è più linearità tra sforzi e deformazioni. Come possiamo procedere all'analisi della sezione e alla determinazione degli sforzi? Noi conosciamo l'andamento degli sforzi in funzione delle deformazioni e viceversa (la curva $\sigma - \varepsilon$) perché conosciamo il materiale. Facciamo un'osservazione: la sezione, assoggettata a momento flettente (taglio), anche quando una sua parte entra in campo plastico, ruota (si sposta), ma rimane piana. Ciò corrisponde alla realtà in tutte le zone in cui non ci sia un inserimento diretto del carico e sulle nostre strutture questo sarà vero perché abbiamo proprio supposto la presenza di centine. Se la sezione entra in campo plastico la rotazione della sezione attorno a cosa avverrà? Sarà naturalmente attorno all'asse neutro, ma quest'ultimo non sarà più quello designato in contingenza. In quel caso l'asse neutro passava per il baricentro (baricentro delle aree), se il materiale era uniforme e si comportava in maniera uniforme, cioè con sforzi e deformazioni sempre allo stesso modo. Se c'è

qualche elemento che, oltre il limite elastico, entra in instabilità, il materiale non si comporta più allo stesso modo in termine di reazioni. Parliamo di baricentro in termini di punto di intersezione dell'asse della trave con la sezione; l'asse della trave, nelle diverse sezioni, è il punto di applicazione della risultante degli sforzi moltiplicati per l'area su cui agiscono. Se la distribuzione degli sforzi, dovuti all'azione assiale è costante (cioè tutti i punti reagiscono allo stesso modo):

$$\int \sigma dA = \sigma \int dA \tag{32.1}$$

Se viceversa la distribuzione degli sforzi è diversa, o perché una parte del materiale va in instabilità, o perché il materiale è uniforme, o perché una parte di materiale reagisce con un altro modulo elastico (perché è in campo plastico), la risultante non passa più per il baricentro e così anche l'asse neutro passerà per quest'altro punto, che dobbiamo andare a determinare. Dobbiamo procedere in termini di *approssimazioni successive*, cioè ipotizzando una certa posizione dell'asse neutro (che per noi è anche asse principale d'inerzia) e andando a verificare. Prendiamo in considerazione la nostra sezione e guardiamola anche lateralmente (Figura 32.1)

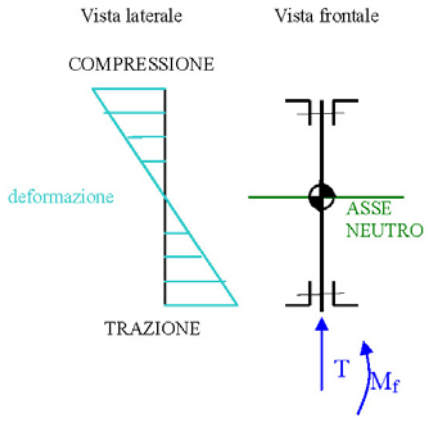

Figura 32.1: Azioni interne nella sezione del longherone

La sollecitazione che agisce sulla sezione è quella di taglio e momento flettente. In prima istanza adoperiamo, come posizione dell'asse, il baricentro delle aree, come per la verifica a contingenza e l'asse principale, normale a questo, diventa l'asse neutro. Nella vista laterale si evidenzia la deformazione e gli spostamenti punto per punto, in particolare dovuta al momento flettente (la sezione ruoterà rimanendo piana). La

deformazione è un numero puro ed è definita come rapporto tra l'allungamento e la lunghezza iniziale:

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \tag{32.2}$$

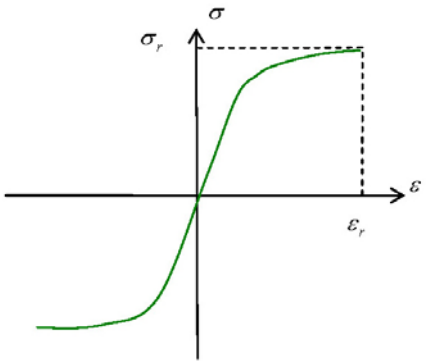

Figura 32.2: Curva $\sigma - \varepsilon$

Gli sforzi dipenderanno dall'effettiva curva $\sigma - \varepsilon$ (Figura 32.2) del materiale e dalla sollecitazione di robustezza imposta dal momento flettente. Invece di procedere come abbiamo fatto nel caso della verifica a contingenza, cioè andando determinare gli sforzi conseguenti a una sollecitazione data, andiamo a vedere quanto è il valore massimo dello sforzo che può essere sopportato dalla sezione, rispettando il limite di robustezza, cioè senza arrivare al collasso: vediamo cioè che capacità massime ha la sezione di sopportare in questo caso il momento flettente.

Dalla parte soggetta a trazione la limitazione, in termini di ε , sarà $\varepsilon_{rottura} = \varepsilon_r$. Abbiamo stimato una prima posizione dell'asse neutro, generiamo la deformata della sezione (Figura 32.3).

Figura 32.3: Deformata della sezione

Dalla parte di compressione invece avremo una $\varepsilon_{compressione} = \varepsilon_c$ di prima ap-

prossimazione. Sappiamo che il corrente non può superare la $\varepsilon_{compressione}$, ma in generale la limitazione più grande sarà quella d'instabilità del corrente stesso, globale o locale. In particolare prendiamo in considerazione il carico critico d'instabilità euleriana; sappiamo valutare il carico critico, perché stiamo facendo una verifica, quindi conosciamo le forme delle sezioni, i materiale, la distribuzione delle centine; conosciamo l'area, quindi sappiamo valutare σ_{cr} e ε_{cr} . Il fenomeno potrebbe non essere elastico; se il carico critico si verificasse in campo elastico (Figura 32.4) avremmo una limitazione di questo tipo:

$$\varepsilon_{cr} \leq \varepsilon_{sn} \tag{32.3}$$

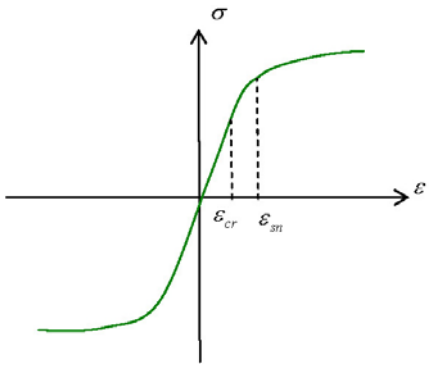

Figura 32.4: Carico critico in campo elastico ($\varepsilon_{cr} \leq \varepsilon_{sn}$)

In questo caso l'ammissibilità coincide con ε_{cr} , allora la deformata dovrà essere minore di quella calcolata rispetto alla limitazione sulla trazione (Figura 32.5).

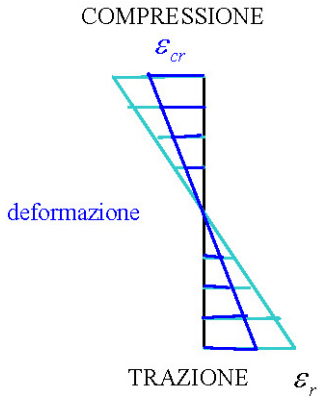

Figura 32.5: Deformazione dovuta a un carico critico in campo elastico

Il fatto che l'area a compressione sia più grande fa sì che la deformazione a compressione risulti essere più piccola; anche la σ corrispondente sarà minore se siamo in campo elastico.

Se invece ammettiamo che la σ_{cr} sia in campo plastico (Figura 32.6) e la deformazione conseguente alla limitazione della ε_{cr} sia tale da essere superiore alla ε_{sn} , vuol dire che, da ε_{sn} a ε_{cr} siamo in campo plastico, quindi la risultante degli sforzi assiali si sposterà dalla parte della sezione che è sottoposta a trazione:

$$\varepsilon_{cr} \geq \varepsilon_{sn} \tag{32.4}$$

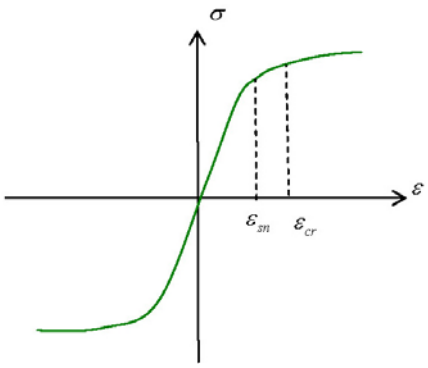

Figura 32.6: Carico critico in campo plastico ($\varepsilon_{cr} \geq \varepsilon_{sn}$)

Quindi la posizione dell'asse neutro si sposterà dalla parte della sezione che lavora in trazione (Figura 32.7 in alto).

Gli sforzi sulla sezione si comportano come sul diagramma $\sigma - \varepsilon$ (Figura 32.7 in basso).

Con una sollecitazione a flessione, quindi, gli sforzi sono "a farfalla" (non necessariamente in modo lineare), cioè una parte della sezione è caricata a compressione, l'altra a trazione. Ciò vuol dire che la risultante della forza assiale, dovuta alla distribuzione degli sforzi moltiplicata per le aree su cui agiscono i singoli sforzi, deve essere nulla, perché deve corrispondere alla distribuzione degli sforzi (integrati sulle aree su cui agiscono) equivalenti al momento flettente sollecitante.

Per determinare la posizione dell'asse neutro, principale d'inerzia, dobbiamo integrare lo sforzo sull'area e sommarlo su tutta la sezione. Se la posizione supposta è quella esatta, la forza sarà nulla. In generale non succederà; ad esempio verrà che la parte di forza di compressione è maggiore di quella di trazione; allora dovremo

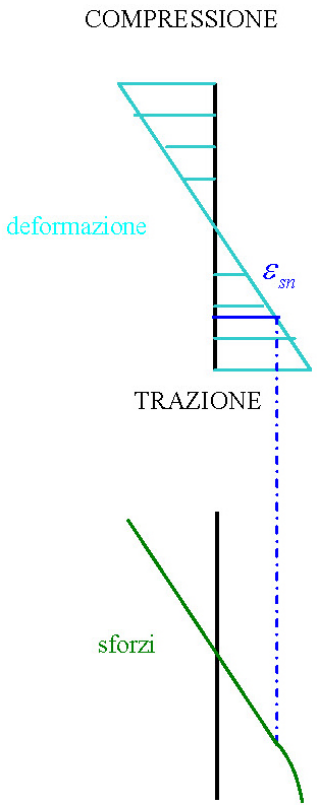

Figura 32.7: Deformazione dovuta a un carico critico in campo plastico (in alto) e relativi sforzi sulla sezione (in basso)

spostare l'asse neutro e rifare il procedimento e possiamo mettere in un grafico lo spostamento in funzione della variazione di azione assiale (Figura 32.8).

In generale, con due o tre tentativi si arriva già alla soluzione: il vincolo è sempre lo stesso, la distribuzione di deformazioni sarà quella nuova, in corrispondenza ci sarà una distribuzione di sforzi e l'integrale dei singoli sforzi per l'area per la distanza dall'asse neutro danno il momento flettente massimo ammissibile (avendo posto o la limitazione di rottura a trazione o la limitazione d'instabilità a compressione, a seconda di quella che ci dà il valore minimo). A questo punto si confronta questo momento $M_{f,amm}$ con il momento flettente di robustezza $M_{f,r}$, possiamo così valutare il margine di sicurezza che abbiamo sulla sezione:

- $MdS = 0 \Rightarrow M_{f,amm} = M_{f,r}$, cioè la sezione è progettata al massimo della bontà

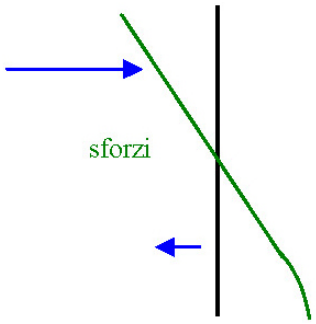

Figura 32.8: Spostamento in funzione della variazione di azione assiale

- $MdS > 0 \Rightarrow M_{f,amm} > M_{f,r}$
- $MdS < 0 \Rightarrow M_{f,amm} < M_{f,r}$

I generale dobbiamo correggere la sezione, perché non siamo nel caso ideale ($MdS = 0$): se $MdS > 0$ potremmo diminuire leggermente le aree, o viceversa. Però non possiamo fare tutto impunemente: se $MdS > 0$potremmo variare le aree, ma *la verifica a robustezza deve tornare contemporaneamente a quella a contingenza*; poiché i limiti sono diversi, può essere che una torni e l'altra no. Influenzerà il progetto la verifica che dà il valore minimo (sarà dimensionante una delle due verifiche).

Ad esempio, se con la verifica a contingenza $MdS = 0$ e con la verifica a robustezza $MdS = 0.05$ non possiamo toccare la sezione. Viceversa se con la verifica a contingenza $MdS = 0.3$ e con la verifica a robustezza $MdS = 0.05$ possiamo toccare la sezione. Le due verifiche non sono mai esclusive, devono essere fatte entrambe,sia in un senso che nell'altro, sia come limitazione di sforzi che come limitazione di deformazioni.

Consideriamo la sezione di figura 32.9.

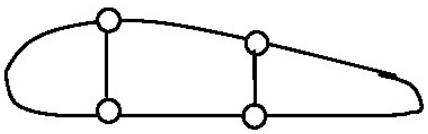

Figura 32.9: Sezione generica a 4 correnti

Non si possono fare le verifiche a contingenza e a robustezza, perché non l'ho resa reale (Figura 32.10).

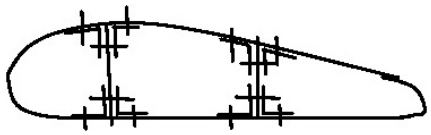

Figura 32.10: Sezione generica reale a 4 correnti

Bisogna ingegnerizzare la sezione, perché, per quanto riguarda, ad esempio, i carichi critici, devo specificare la forma del corrente, per avere il momento d'inerzia minimo della sezione stessa e lo stesso vele per il carico critico locale. Se non preciso la forma delle sezioni, è inutile fare la verifica, perché mi ridurrei a farla proprio sulla sezione semplificata che ho usato per il dimensionamento. Inoltre bisogna tenere in considerazione la collaborazione dei pannelli alla sopportazione dell'azione assiale. Questo è collegato al ricalcalo del CG, che non sarà più quello di prima, e degli assi principali d'inerzia. Al limite, dipendentemente dal proporzionamento, potrebbe capitare che ci siano degli elementi che possono entrare in instabilità, non a contingenza, ma a robustezza. Nel caso di una sezione a 4 correnti ciò non capita, ma potrebbe succedere per una sezione a più correnti (Figura 32.11).

Figura 32.11: Sezione generica reale a più correnti

In questo caso non posso più seguire questa strada, ma devo fare una *verifica al passo*. Si divide il carico in determinati intervalli e, per ogni intervallo, si calcolano le caratteristiche inerziali della sezione, si valutano gli sforzi punto per punto e si confrontano gli sforzi con quelli critici (sia per i correnti che per i pannelli). Aumentando mano a mano il carico, finché non ci sono instabilità, le caratteristiche inerziali della sezione rimangono quelle a carico zero, poi, quando iniziano i problemi d'instabilità possiamo togliere delle aree dei correnti instabilizzati, riaggiornare le caratteristiche inerziali e rifare il calcolo.

Vediamo un dubbio: anche le parti considerate non strutturali (ad esempio la parte occupata dagli ipersostentatori), seguono la deformazione della sezione strutturale, ma se ciò avviene, in corrispondenza della deformazione nasce una sforzo, quindi c'è sicuramente una collaborazione, a meno che queste parti siano fisicamente

staccate dal resto della struttura. Laddove la sezione è completa, anche queste parti fanno parte della sezione. Qual è la ragione che ci porta a dire che una parte della sezione è strutturale o meno? La cella centrale è in grado di sopportare tutte le sollecitazioni; se aggiungiamo un'altra cella, che possa collaborare alla sopportazione delle sollecitazioni, abbiamo una situazione iperstatica. La quantità di sollecitazione che agisce su una parte o sull'altra dipende dalle *rigidezze mutue* delle varie unità strutturali. Possiamo decidere di considerare oltre alla cella centrale anche il bordo d'attacco e il bordo d'uscita, se questi ultimi hanno rigidezze comparabili con quella della sezione principale, cioè se questi elementi collaborano al compito strutturale. Nella verifica strutturale, allora, dovremo tenere conto anche di quelle parti (nelle prime fasi del progetto, invece considereremo la struttura semplificata). Consideriamo il BA, essendo costituito da un pannello curvo, possiamo anche diminuire lo spessore del pannello stesso (che equivale a diminuire al sua rigidezza, per dare meno importanza, dal punto di vista strutturale, a questa parte). I carichi cui è assoggettato il BA saranno quelli a cui è assoggettata la sezione, più i carichi locali di tipo aerodinamico. Bisogna allora verificare che la pressione locale non sia tale da deformare il pannello. Anche se in prima istanza avessi diminuito a rigidezza del BA (che equivale a diminuire lo spessore), guardando i carichi locali potrei capire che ciò non è possibile. (Devo anche tener conto dei carichi locali dovuti ad impatti di piccioni).

32.2 Aperture

Abbiamo studiato la struttura a semiguscio e tutto funzionerebbe se l'interezza fosse mantenuta, ma spesso noi la intacchiamo, ad esempio per le varie aperture che interrompono la continuità della struttura (i pannelli e correnti, nella nostra modellizzazione, non ammettono delle interruzioni). In caso di aperture bisogna valutare quale sia la posizione migliore in cui metterle. La posizione più intelligente per la porta è dietro la coda (non usiamo casi antropomorfi ...) o davanti all'ala. Questo perché in coda le sollecitazioni sono piccole (equivale all'estremo libero di una trave). Se la porta è aperta si crea discontinuità sui pannelli e sui correnti della fusoliera. Nel caso del pannello, per ricavare l'apertura viene asportato un pannello; perché la struttura funzioni dobbiamo aggiungere una struttura che ripristini la continuità, cioè che abbia le stesse caratteristiche di resistenza e di rigidezza del pannello. Si

incornicia l'apertura affinché l'elemento abbia rigidezza a taglio. I quattro elementi che circondano l'apertura devono lavorare a flessione, azione assiale, ma soprattutto a taglio (sono 4 *travi*). Nell'unione di un pezzo con l'altro, non ci devono essere rotazioni relative, quindi i vincoli devono essere degli *incastri* (gli angoli rimangono retti). Sollecitando a taglio otterremmo il risultato di figura 32.12.

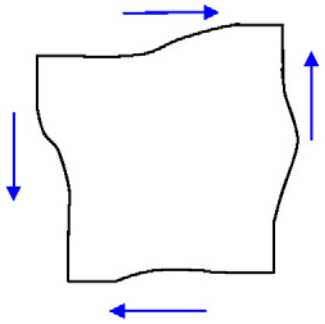

Figura 32.12: Apertura nei pannelli sottoposta a taglio

Con questa soluzione la resa è minore rispetto al pannello, perché la struttura sarà più pesante. I correnti arrivano trasversalmente, e il carico del corrente non può essere interrotto. Se diminuisco l'area del corrente e aumento lo spessore del pannello, esso lavora a *taglio differenziale*, cioè il carico che agiva sul corrente, passa sul pannello. La struttura diventa a guscio completo, in modo tale che gli sforzi, che erano dei correnti, vanno sui pannelli. (*Shear Lag*, cioè *Diffusione del taglio*)

Capitolo 33

26-01-04

33.1 COLLEGAMENTI-GIUNZIONI

Un qualsiasi velivolo, ma anche una generica macchina, sono in generale costituiti da una certa quantità di pezzi che devono essere assemblati e uniti tramite opportuni collegamenti. Nella realizzazione di un velivolo vengono di norma utilizzati materiali tradizionali, di tipo metallico. Per questo genere di materiali possono essere utilizzate diverse tecnologie per la giunzione, siano esse di tipo continuo che discontinuo. Si hanno ad esempio:

- Chiodatura
- Bullonatura
- Saldatura
- Incollaggio

Nelle costruzioni aeronautiche si usano principalmente le chiodature. Pur trattandosi di una giunzione discontinua offre maggiori garanzie dal punto di vista dell'affidabilità e del controllo dei serraggi. In una giunzione chiodata(ma anche in quelle incollate) c'è sollecitazione a taglio. Lo sforzo ammissibile a trazione è circa 1.7 volte quello a taglio, nonostante ciò i chiodi vengono fatti lavorare a taglio. Nelle figure 33.1 e 33.2 seguente sono riportati lo schema classico di giunzione e quello secondo cui sarebbe possibile far lavorare a trazione il chiodo.

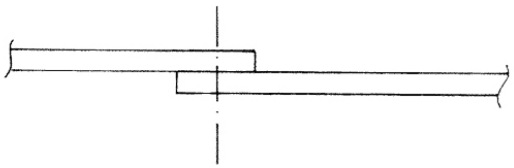

Figura 33.1: Giunzione tradizionale, chiodo sottoposto a taglio

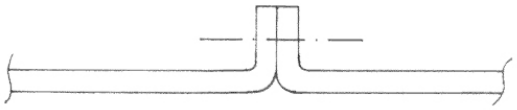

Figura 33.2: Giunzione con chiodo sottoposto ad azione assiale

La seconda soluzione non viene utilizzata perchè la testa risulterebbe caricata a flessione, ed essendo la testa del chiodo di piccole dimensioni anche la resistenza prodotta sarebbe bassa. Non è neanche possibile utilizzare teste di dimensioni maggiori a causa della ribaditura che è fatta per deformazione plastica a freddo. Non si riuscirebbe a deformare adeguatamente la controtesta ricadendo nella situazione di chiodi con testa piccola.

Le motivazioni che rendono la chiodatura largamente utilizzata sono illustrate a seguito.

Le saldature sono impiegate quasi esclusivamente su costruzioni spaziali. Solo alcune leghe leggere sono saldabili, saldature su leghe allo Zinco(Zn) e al Rame(Cu) riducono le caratteristiche meccaniche. L'operazione di saldatura richiede alcuni accorgimenti quali l'utilizzo di gas inerte(azoto per le leghe leggere, argon per il titanio). Le saldature sono inoltre molto più costose rispetto alle chiodature.

Gli incollaggi non vengono utilizzati nelle applicazioni strutturali. Esistono problemi di tipo costruttivo. Come per le saldature non c'è possibilità di smontaggio. Nell'incollaggio non c'è possibilità di verificare la qualità della giunzione. Le superfici devono essere preparate adeguatamente e avere un certo grado di rugosità. La realizzazine di un incollaggio è dunque costosa e non fornisce garanzie su sicurezza e affidabilità della giunzione.

La bullonatura viene realizzata tramite viti e bulloni in acciaio o lega di titanio. Questa tipologia di giunzione offre le massime caratteristiche di resistenza se sollecitata ad azione assiale. In campo aeronauico si preferisce però far lavorare le

giunzioni a taglio. La motivazione è da ricercarsi ancora nell'affidabilità. Se sottoposto a vari cicli di carico e scarico il dado può infatti allentarsi. La bullonatura viene quindi fatta lavorare a taglio come i chiodi, di norma è vietato farla lavorare ad azione assiale.

NOTA: le chiodature non vengono eseguite solo su leghe leggere di alluminio, ma anche su leghe di titanio attraveso l'uso di chiodi speciali.

Per effettuare una normale chiodatura è necessario che siano accessibili sia la parte della testa, che quella della controtesta. Ove questo non è possibile, vengono utilizzati i rivetti. Esistono diverse tipologie di rivetti a seconda del fatto che la spina venga totalmente estratta o meno.

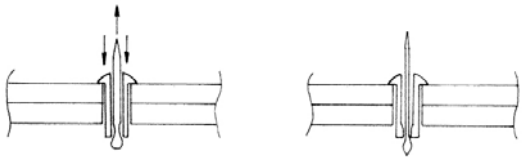

Figura 33.3: Rivetto con spina non completamente estraibile a sinistra (caso A) e con spina estraibile destra (caso B)

Nel caso A di figura 33.3 la parte terminale della spina ha una sezione maggiore rispetto al diametro interno del chiodo. Quando la spina viene tirata, si forma la controtesta del rivetto. Raggiunto un certo valore di trazione la spina si rompe lasciando così la parte a sezione maggiore all'interno della struttura. Nel caso B di figura 33.3 invece, la sezione interna del gambo del rivetto non è costante. La zona terminale presenta una sezione ridotta, mentre tutto il resto del gambo ha un diametro di poco inferiore a quello della testa della spina ma tale da permetterne il passaggio. Tirando la spina si forma, come nel caso A, la controtesta. Dopodichè, continuando a tirare, la testa della spina non si rompe ma riesce a passare attraverso la sezione stretta. Superata la zona a diametro minore, la testa della spina scorrendo all'interno del gambo del rivetto va a comprimerlo contro le pareti del foro eliminando gli eventuali giochi.

33.2 DIMENSIONAMENTO E PASSO DEI CHIODI

Per effettuare il dimensionamento e stabilire il passo dei chiodi in un'assegnata sezione bisogna inanzitutto considerare il materiale dei chiodi stessi. Si usano leghe leggere trattate termicamente attraverso il processo di tempra che conferisce al materiale temporanee proprietà di deformabilità. Queta proprietà viene sfruttata per l'operazione di ribaditura, dopodichè avviene il naturale processo di invecchiamento attraverso il quale il materiale riacquista le proprietà originarie. La ribaditura provoca inoltre un incrudimento del materiale. Scelto il materiale, le fasi successive sono la determinazione di:

- Diametro del chiodo
- Passo

Si considera l'esempio di figura 33.4. Si prenda una trave costituita da più strati dello stesso materiale sovrapposti e sottoposta a taglio.

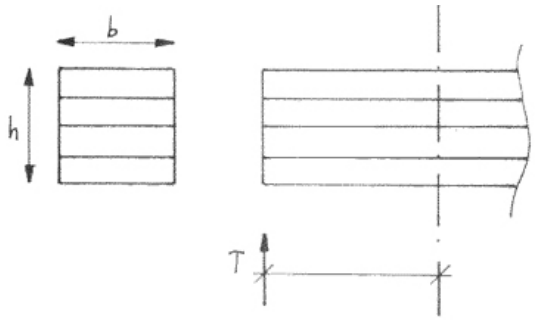

Figura 33.4: Trave in multistrato

Lo sforzo a momento flettente sarà dato in un generico punto da:

$$\sigma = \frac{\text{Momento applicato} \cdot \text{Distanza asse neutro}}{\sum \text{Momenti d'inerzia delle singole lamine}} \tag{33.1}$$

Nel caso in cui la sezione sia costituita da un unico elemento (Figura 33.5), essa non si mantiene piana e il momento d'inerzia sarà maggiore della somma dei momenti delle singole lamine.

Nel primo caso le lamine scorrono tra loro, nel secondo nascono sforzi di taglio che si oppongono allo scorrimento. Se nel pacchetto delle singole lamine si vanno

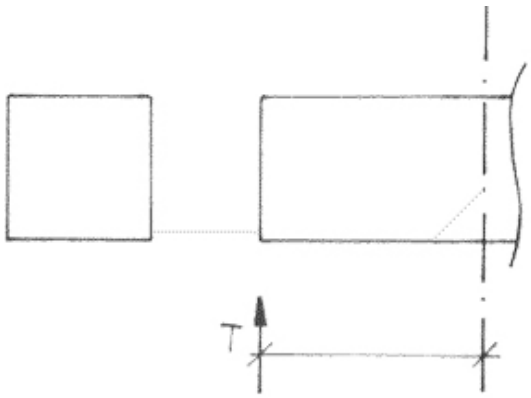

Figura 33.5: Trave monoblocco

ad inserire un numero adeguato di chiodi oppure a stendere della colla si blocca lo scorrimento (Figura 33.6).

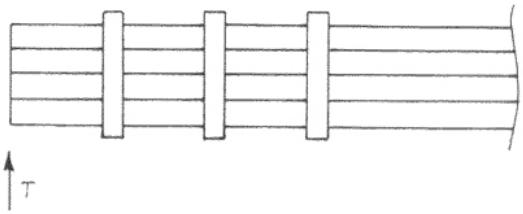

Figura 33.6: Trave multistrato spinata

Il valore del taglio che provoca lo scorrimento è dato da:

$$q = \frac{TS}{J} \tag{33.2}$$

Il taglio non si mantiene costante in quanto varia il momento statico S. La relazione soprascritta rappresenta un'equazione di equivalenza. La singola lamina è in equilibrio sotto la variazione di azione assiale provocata dal taglio (momento per unità di lunghezza) e un flusso di taglio che scorre lungo la giunzione da un elemento all'altro.

Si ipotizza di effettuare un incollaggio tra due lamine. L'adesivo avrà una sua τ ammissibile (sforzo per unità di superficie). Avendo effettuato il calcolo della q si ha a disposizione uno sforzo per unità di lunghezza. Occorrerà dividere per la lunghezza b. Si ottiene quindi una τ media τ_m espressa come:

$$\tau_m = \frac{q}{b} \tag{33.3}$$

L'andamento reale delle τ (Figura 33.7) è diverso da quello di τ_m. Alle estremità della giunzione la τ ha dei picchi (τ_{max}) con valori nettamente superiori alla τ_m.

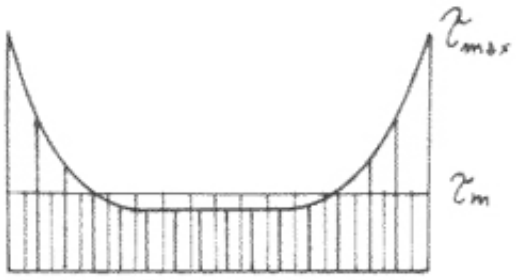

Figura 33.7: Andamento delle τ nella giunzione

La colla dovrà quindi avere una $\tau_{amm} \geq \tau_{max}$

Riprendendo il caso della chiodatura, si vede come è possibile determinare l'azione tagliante sul singolo chiodo e il passo della chiodatura (Figura 33.8).

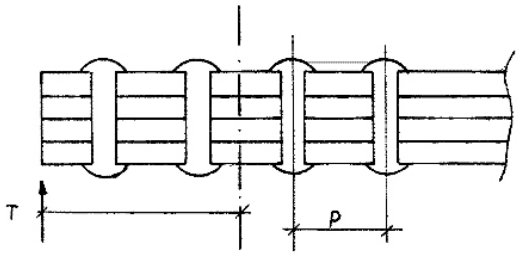

Figura 33.8: Passo della chiodatura

In condizioni di regolarità(distribuzione uniforme degli sforzi), la forza tagliante che agisce sul singolo chiodo sarà data dal flusso q moltiplicato per la lunghezza della giunzione diviso il numero dei chiodi.

$$T_c = \frac{qL}{N} \tag{33.4}$$

dove:

- T_c è il taglio sul singolo chiodo
- q è il flusso
- L è la lunghezza della giunzione
- N è il numero di chiodi

Il passo sarà determinato come:

$$P = \frac{L}{N} \tag{33.5}$$

Si considera ora una struttura alare in cui bisogna dimensionare le chiodature (Figura 33.8).

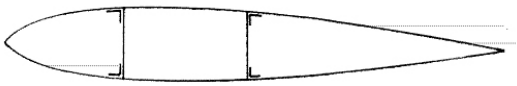

Figura 33.9: Generica sezione alare

Bisogna verificare la τ_{max} nelle sezioni e verificarle con quella ammissibile dei chiodi. Per fare questo è necessario valutare il flusso di taglio che scorre tra un elemento e l'altro lungo l'asse. Basterà quindi conoscere il flusso che c'è da una parte e dall'altra del pannello (Figura 33.10).

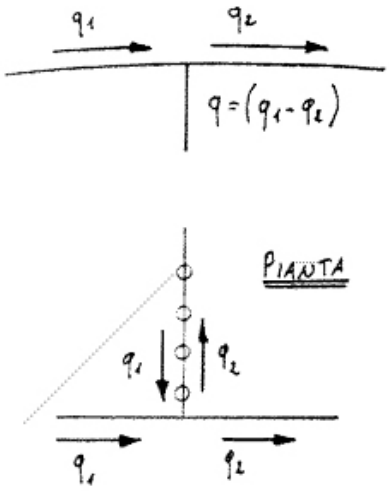

Figura 33.10: Flusso nei pannelli: in sezione in alto, in pianta in basso