I M P I A N T I A E R O S P A Z I A L I

Luigi Puccinelli

Paolo Astori

INDICE

1. CONSIDERAZIONI GENERALI
    1.1 Introduzione
    1.2 Filosofia di progetto
    1.3 Schemi funzionali
    1.4 Scelta dei componenti
    1.5 Analisi di funzionamento
    1.6 Affidabilità
    1.7 Norme di impiego e manutenzione

2. IMPIANTI PER IL TRASFERIMENTO DI ENERGIA
    2.1 Introduzione
    2.2 Energie utilizzabili a bordo
    2.3 Trasferimento di energia meccanica
    2.4 Dimensionamento degli impianti per la distribuzione di energia

3. RICHIAMI DI MECCANICA DEI FLUIDI
    3.1 Introduzione
    3.2 Caratteristiche principali dei fluidi idraulici
    3.3 Equazione di stato e modulo di comprimibilità
    3.4 Modulo di comprimibilità effettivo
    3.5 Idrostatica: il Principio di Pascal
    3.6 Equazione di continuità
    3.7 Conservazione dell'energia
    3.8 Moto stazionario di un fluido incomprimibile
    3.9 Fluido in quiete
    3.10 Perdite di carico distribuite
    3.11 Componenti discreti
    3.12 Analogia elettrica

4. IMPIANTO IDRAULICO
    4.1 Introduzione
    4.2 Generalità sugli impianti idraulici
    4.3 Pompe idrauliche
    4.4 Organi di regolazione
    4.5 Valvole
    4.6 Servovalvole
    4.7 Martinetti
    4.8 Motori
    4.9 Accumulatori
    4.10 Serbatoi
    4.11 Filtri
    4.12 Guarnizioni e tubazioni

5. IMPIANTO ELETTRICO
    5.1 Introduzione
    5.2 Tipi di alimentazione
    5.3 Scelta del tipo di impianto

5.4 Generazione di corrente elettrica
5.5 Distribuzione dell'energia
5.6 Organi di protezione e manovra
5.7 Motori elettrici
5.8 Accumulatori

6. IMPIANTO PNEUMATICO
6.1 Introduzione
6.2 Generazione
6.3 Regolazione
6.4 Attuatori

7. IMPIANTO COMBUSTIBILE
7.1 Introduzione
7.2 Collocazione dei serbatoi
7.3 Tipi di serbatoi
7.4 Rifornimento
7.5 Architettura interna dei serbatoi
7.6 Misure di quantità di combustibile
7.7 Rete di distribuzione
7.8 Calcolo dell'impianto

8. IMPIANTO DI PRESSURIZZAZIONE E CONDIZIONAMENTO
8.1 Introduzione
8.2 Condizioni di benessere
8.3 Pressurizzazione
8.4 Condizionamento
8.5 Ciclo Joule inverso
8.6 Ciclo bootstrap
8.7 Ciclo a vapore
8.8 Distribuzione
8.9 Impianto ausiliario per l'ossigeno

9. IMPIANTO ANTIGHIACCIO
9.1 Introduzione
9.2 Meccanismo di formazione del ghiaccio
9.3 Metodo di calcolo
9.4 Effetti della formazione del ghiaccio
9.5 Sistemi per la prevenzione della formazione di ghiaccio
9.6 Sistemi per l'eliminazione del ghiaccio

10. CARRELLO D'ATTERRAGGIO
10.1 Introduzione
10.2 Configurazioni del carrello
10.3 Retrazione ed estrazione
10.4 Ammortizzatore
10.5 Freni
10.6 Sistemi anti-bloccaggio delle ruote
10.7 Pneumatici
10.8 Ruote

11. SISTEMI DI EMERGENZA
- 11.1 Introduzione
- 11.2 Sistemi di allarme
- 11.3 Sistemi anti-incendio
- 11.4 Inibizione di esplosione dei serbatoi
- 11.5 Ossigeno di emergenza
- 11.6 Fonti energetiche di emergenza
- 11.7 Evacuazione dei passeggeri
- 11.8 Evacuazione dell'equipaggio
- 11.9 Crash recorder

12. COMANDI DI VOLO
- 12.1 Introduzione
- 12.2 Comandi ad aste
- 12.3 Comandi a cavi
- 12.4 Servocomandi
- 12.5 Cenni al Fly-By-Wire

13. STRUMENTI DI BORDO
- 13.1 Introduzione
- 13.2 Bussola magnetica
- 13.3 Strumenti a pressione
  - 13.3.1 Altimetro
  - 13.3.2 Variometro
  - 13.3.3. Anemometro
- 13.4 Strumenti giroscopici
  - 13.4.1 Generalità sui giroscopi
  - 13.4.2 Orizzonte artificiale
  - 13.4.3 Indicatore di virata
  - 13.4.4 Girodirezionale
  - 13.4.5 Girobussola

14. AVIONICA
- 14.1 Introduzione
- 14.2 Comunicazioni
  - 14.2.1 Campo elettromagnetico
  - 14.2.2 Componenti di un impianto di comunicazione
  - 14.2.3 Modulazione di portanti
- 14.3 Radar
- 14.4 Tipi di radar
- 14.5 Navigazione
  - 14.5.1 Radiogoniometri e ADF
  - 14.5.2 VOR e DME
  - 14.5.3 TACAN
  - 14.5.4 Sistemi iperbolici
  - 14.5.5 GPS e DGPS
  - 14.5.6 ILS
  - 14.5.7 MLS
  - 14.5.8 Radioaltimetro
  - 14.5.9 Navigazione Doppler

14.5.10 Navigazione inerziale

1. CONSIDERAZIONI GENERALI

1.1 Introduzione

Per impianto si intende un sistema ottenuto dall'unione di un certo numero di componenti connessi fra loro attraverso collegamenti in grado di trasportare *materia*, *energia*, *informazioni* o altro ed in grado, nel suo complesso, di soddisfare ad una qualche finalità.
In un velivolo, di qualsiasi categoria esso sia, sono necessari un certo numero di impianti; il loro numero, la loro complessità, la loro importanza ai fini dell'utilizzo della macchina sarà maggiore o minore a seconda della classe del velivolo. Saranno così ridotti al minimo gli impianti di un aliante, esasperati al massimo gli impianti di un velivolo da combattimento.
Con la definizione sopra data di impianto può essere inquadrato praticamente qualsiasi sottosistema del sistema velivolo; quello che meglio specifica la natura dell'impianto è il fatto di essere costituito da componenti separati e ben distinti uniti da elementi di trasporto ben separati e distinti.
L'importanza degli impianti è evidenziata dall'incidenza che essi hanno su un velivolo in termini di percentuale di peso o di costo. Queste percentuali, molto variabili in funzione della classe del velivolo, possono arrivare al 40% - 60% del peso a vuoto del velivolo.
Tradizionalmente l'insieme velivolo viene scomposto in tre grandi componenti: *struttura*, *propulsori* ed *impianti*; questo ha delle motivazioni storiche, ma anche di competenza e metodologie di approccio nel progetto. I propulsori potrebbero anche essere considerati componenti dell'impianto di propulsione, ma vengono sempre studiati in modo autonomo e preliminare data la loro importanza fondamentale sulle prestazioni del velivolo.
Escludendo quindi il gruppo di propulsione, gli impianti principali di bordo sono i seguenti:

- IDRAULICO
- PNEUMATICO
- ELETTRICO
- COMANDI DI VOLO
- COMBUSTIBILE
- CARRELLI D'ATTERRAGGIO
- ANTIGHIACCIO
- PRESSURIZZAZIONE
- CONDIZIONAMENTO
- ANTIINCENDIO
- STRUMENTI DI BORDO

Un punto di vista fondamentale è l'importanza dell'impianto sulla *sicurezza* del velivolo o sulla riuscita della missione. Si possono così riconoscere:

- impianti primari: un loro guasto può compromettere la sicurezza del velivolo e/o delle persone trasportate;
- impianti secondari: un loro guasto può degradare il comportamento della macchina e far abortire la missione, ma non ne compromette la sicurezza;
- impianti ausiliari: un loro guasto può degradare la missione o creare dei disagi, ma consente ugualmente di eseguire la missione.

Esempi di questi tre campi possono essere:

- comandi di volo;
- impianto di pressurizzazione;
- impianto di condizionamento.

Il *peso* dei componenti è ovviamente una caratteristica essenziale per qualsiasi componente installato a bordo di un velivolo o di un veicolo spaziale. In molti casi un aumento dell'efficienza e dell'affidabilità di un componente ne incrementa il peso; una ricerca esasperata di alto rendimento può quindi giocare un ruolo negativo in componenti a funzionamento discontinuo o eccezionale, per componenti di uso frequente o continuo è d'altra parte opportuno un aumento dell'efficienza anche a scapito di un aumento del peso perché questo può essere compensato da guadagni nei generatori di potenza e nelle linee di alimentazione.
Il volo in *quota* porta come conseguenza alla riduzione di *pressione*, *temperatura* e *densità* dell'ambiente operativo; sono inoltre possibili variazioni notevoli di *umidità*.
La temperatura alla quale si trovano a dover operare i vari componenti può avere delle escursioni molto elevate, si può andare da temperature ambientali dell'ordine dei -60°C ai +70°C, la temperatura in zone vicine ai motori può essere attorno ai 100-150°C a regime, ma di -50°C all'avviamento in zone fredde. Queste variazioni di temperatura hanno influenza sul modo di funzionare di componenti e sulle caratteristiche dei fluidi impiegati nei vari impianti.
Le variazioni di pressione possono avere influenza ad esempio provocando il passaggio di umidità attraverso i contenitori dei componenti elettrici.
La densità è importante per quanto riguarda la capacità di smaltimento di calore, esigenza presente in tutti i componenti che, per quanto ottimizzati, non potranno mai avere un rendimento del 100%.
L'umidità può variare sensibilmente con la quota e le condizioni meteorologiche: si può andare da aria praticamente secca ad ambienti con umidità relativa del 100%; di queste variazioni sono particolarmente sensibili i componenti elettrici.
I vari componenti devono essere in grado di resistere e di funzionare correttamente anche di fronte alle *accelerazioni* corrispondenti ai fattori di contingenza del velivolo e a fattori locali. Le *vibrazioni* locali che possono raggiungere valori dell'ordine delle centinaia di Hertz possono indurre accelerazioni assai elevate.
Problemi particolari esistono poi ovviamente per gli impianti dei veicoli spaziali, problemi che variano sensibilmente anche con le varie fasi di volo; ad esempio, durante il lancio vi saranno problemi legati alle accelerazioni ed alle vibrazioni, durante il volo orbitale ci saranno problemi legati alla *assenza di gravità*, vi saranno problemi legati al fatto di essere in un ambiente privo di pressione e problemi di scambio termico.

1.2 Filosofia di progetto

Il progetto degli impianti di bordo si inquadra nel discorso più generale di progetto dell'intero velivolo. Le interazioni fra il progetto generale e quello degli impianti sono molto rilevanti ed è quindi importante tenere conto degli impianti fin dalle prime fasi del progetto del velivolo.
Seguendo le classiche definizioni di progetto concettuale, preliminare e di dettaglio, si trova una necessità di sempre maggiore affinamento del progetto impiantistico parallelamente all'affinamento del progetto delle altre componenti del velivolo.

Nel progetto dei sistemi o impianti di bordo, come del resto in tutti i processi di progettazione, si segue una tecnica di successive approssimazioni per cui, partendo da specifiche iniziali si affina sempre più il progetto fino ad arrivare ad una definizione completa dei componenti utilizzati, a schemi di montaggio, a norme di impiego e di manutenzione.
Differenze fondamentali nel progetto degli impianti, rispetto ad esempio al progetto strutturale, consiste nell'impiego di componenti già costruiti e nel fatto che apparentemente esistono diversi impianti fra loro separati, ma che in realtà sono soggetti a fortissime interferenze fra loro.
Si parla così di impianto elettrico, impianto idraulico, impianto di condizionamento, impianto antighiaccio, ecc.; in realtà tutti gli impianti per funzionare richiedono energia, energia che può essere distribuita in varie forme (elettrica, idraulica, pneumatica) e quindi già attraverso questo derivano forti interazioni fra i diversi sistemi.
Nel progetto di impianti si fa il massimo uso possibile di componenti già prodotti da ditte specializzate; è sicuramente preferibile scegliere componenti già collaudati e certificati, piuttosto che progettare appositamente componenti da utilizzare per determinate funzioni. Questo non toglie la possibilità di costruire componenti ad hoc quando il prodotto reperibile sul mercato non soddisfa alle specifiche richieste, ma può essere più conveniente ricorrere a compromessi o modificare il progetto del sistema che non costruire componenti nuovi.
Tutto il processo di sviluppo del progetto avviene, come già detto, attraverso successive approssimazioni, questo può comportare la revisione di tutti gli stadi del progetto, così anche se si può dividere il progetto in alcune fasi fondamentali: scelta dello schema funzionale, dimensionamento e scelta dei componenti, analisi del funzionamento, definizione dell'installazione, ecc. Non occorre dimenticare che a qualsiasi punto del progetto possono insorgere validi motivi a rivedere il progetto sin dalle sue fasi iniziali.
Le necessità di iterazione e revisione del progetto possono avere diverse origini :

- revisione di scelte già operate per introdurre modifiche più o meno importanti al fine di correggere punti deboli del progetto scoperti a posteriori;
- variazioni delle specifiche del progetto;
- variazioni delle condizioni al contorno di funzionamento;

Il progetto dell'impianto può essere visto come un'attività durante la quale, forniti dei dati e fissate delle condizioni al contorno, si determina l'uscita richiesta.
I dati di progetto sono costituiti da specifiche, generalmente imposte dall'esterno, che fissano :

- le operazioni che devono essere compiute dall'impianto;
- le prestazioni che debbono essere fornite dall'impianto;

condizioni cioè sia qualitative che quantitative.
Le condizioni al contorno sono dei vincoli che vengono imposti dall'esterno sulla realizzazione dell'impianto e vengono a loro volta influenzate dalle scelte operate nella realizzazione dell'impianto che può porre condizioni vincolanti per altri componenti del progetto generale. Mentre le specifiche ben difficilmente possono essere modificate, salvo revisioni molto profonde dell'intero progetto, le condizioni al contorno possono essere motivo di contrattazione con i responsabili delle altre componenti del progetto che le hanno imposte.
L'uscita del progetto è costituita dai disegni, dalle relazioni di convalida, ecc., da tutto quel materiale che consente cioè la costruzione, l'installazione, l'uso, la manutenzione e la valutazione dell'impianto stesso.

E' molto difficile fare una distinzione netta per definire se alcuni parametri fanno parte delle specifiche o delle condizioni al contorno, come pure è difficile a volte distinguere fra uscita e condizioni al contorno. Abbandonando lunghe disquisizioni filosofiche possibili, possiamo considerare le specifiche distinte in due parti, specifiche vere e proprie e limitazioni ai gradi di libertà concessi al progettista, e l'uscita in due parti, prodotto del progetto e condizionamenti che il progetto impone al resto del progetto generale.
Si deve tener conto del fatto che le specifiche di certi impianti non sono completamente definibili a priori. Esistono cioè diversi casi, e gli impianti per la distribuzione dell'energia come l'impianto idraulico e l'impianto elettrico ne sono gli esempi più evidenti, nei quali all'inizio del progetto le specifiche non possono essere che generiche perché le necessità di energia potranno essere completamente definite solo dopo aver terminato il progetto di tutti gli altri impianti. Anche le specifiche potranno quindi essere soggette a revisione ed ad affinamento attraverso successive approssimazioni.
Vediamo di chiarire con alcuni esempi i tipi di informazioni che possono pervenire come ingresso per lo sviluppo del progetto di un impianto.
Per un impianto combustibile le specifiche iniziali possono contenere:

- volume (o massa) del combustibile da trasportare;
- portata e pressione del combustibile ai motori.

Possono essere definiti vincoli come:

- volume disponibile nelle varie zone del velivolo;
- escursioni del baricentro possibili.

Fra queste condizioni le specifiche ben difficilmente potranno essere alterate durante lo sviluppo del progetto generale; in pratica potrebbero essere cambiate solo in presenza di grossi errori nella valutazione iniziale del peso, che potrebbero consentire di trasportare più combustibile ed aumentare così l'autonomia, o con cambiamento radicale della scelta dei motori.

Per un impianto di pressurizzazione le specifiche potrebbero essere:

- quota cabina massima;
- gradienti di quota ammissibili;

con le condizioni al contorno:

- quantità di aria spillabile dal compressore;
- volume della cabina;
- numero di passeggeri;
- quota di tangenza, quota di crociera.

Per un impianto elettrico le specifiche potrebbero essere:

- tensione nominale;
- potenza necessaria nelle varie fasi del volo.

Di queste specifiche in realtà la seconda è ben difficilmente definibile all'inizio del processo di progettazione dell'impianto perché non sono inizialmente definiti gli assorbimenti di tutte le utenze elettriche usate nei vari impianti.
Per ognuno degli impianti è possibile una caratterizzazione ben precisa delle specifiche, specifiche che fissano compiti e prestazioni dell'impianto stesso. Queste specifiche saranno poi accompagnate da specifiche generali che riguardano prestazioni dal punto di vista di affidabilità, manutenibilità, ecc.
L'uscita del progetto sarà espressa con:

- schemi funzionali;
- elenchi di componenti;
- elenco ed identificazione dei collegamenti;
- disegni di montaggio;
- disegni esecutivi degli elementi di montaggio;
- norme di impiego;
- norme di impiego in condizioni di avaria;
- norme di manutenzione.

Dovranno inoltre essere prodotti:

- analisi di funzionamento in condizioni statiche e di transitorio;
- analisi di funzionamento in condizioni di avaria;
- analisi di affidabilità.

1.3 Schemi funzionali

Il primo passo del progetto consiste nella stesura di uno schema funzionale dell'impianto in grado di soddisfare alle specifiche richieste.
Uno schema funzionale consiste in un disegno nel quale sono definite attraverso dei blocchi le funzioni svolte da componenti o insiemi di componenti; inizialmente lo schema sarà costituito da rettangoli nei quali è descritta a parole la funzione del blocco e da linee che mostrano le relazioni fra i vari blocchi, le linee cioè di trasmissione di energia o informazione scambiati fra i vari blocchi. Procedere nel progetto significa dettagliare sempre più lo schema sino ad arrivare ad un disegno nel quale ogni blocco corrisponde ad un singolo componente fisico, ed ogni linea di comunicazione corrisponde ad una tubazione o ad un conduttore elettrico.
Nel disegno dello schema dettagliato finale si può ricorrere, ed è conveniente farlo, a simboli normalizzati in grado di descrivere la funzione del singolo componente.
A livello di schema di principio, e spesso anche per quanto riguarda lo schema di dettaglio, è possibile ignorare inizialmente tutti gli aspetti quantitativi e quindi costruire lo schema scegliendo la classe dei componenti, ma non selezionando il componente necessario in un determinato punto dell'impianto.
Già dallo schema funzionale si ricava una massa di informazioni utili per il successivo passaggio ad un progetto di dettaglio, tipicamente un'identificazione di tutte le connessioni topologiche fra i vari componenti e quindi liste di tubazioni e conduttori.

1.4 Scelta dei componenti

Una volta definiti i componenti necessari ad adempiere alla funzione richiesta dall'impianto si può procedere ad un dimensionamento dell'impianto stesso.
Il dimensionamento richiede valutazioni analitiche che portano a determinare le specifiche richieste per i singoli componenti. La maggior parte dei componenti viene a questo punto scelta dai cataloghi o da norme di unificazione.
Già a livello di dimensionamento preliminare può evidenziarsi la necessità di introdurre modifiche a livello di schema funzionale, ad esempio perché si determina che una certa funzione può essere più convenientemente svolta da due macchine in parallelo piuttosto che da un'unica macchina di potenza doppia.
Scelti i componenti è possibile produrre elenchi di componenti necessari per assemblare un determinato impianto; questo elenco nascerà come semplice elenco di componenti e si amplierà con indicazione delle caratteristiche che questi devono avere e si concluderà con una scelta di componente completamente identificata (con identificazione a livello di componente normalizzato o di fornitore).
Un'analoga operazione di elencazione deve essere eseguita a livello di collegamenti. I collegamenti saranno identificati in modo più o meno complesso a seconda del tipo di collegamento.
Per i collegamenti meccanici e per le tubazioni rigide sono importanti i disegni di montaggio; per tubazioni flessibili sono importanti le caratteristiche dei tubi e dei loro terminali; per i collegamenti elettrici si usano normalmente cavi multiconduttori ed è quindi indispensabile identificare e caratterizzare i singoli conduttori e tutti i terminali dei connettori di cui fanno parte.
Per tutti i componenti occorre studiare l'installazione e questo comporta fra l'altro il disegno di componenti meccanici per il montaggio (staffe, distanziatori, supporti, ecc.).

1.5 Analisi di funzionamento

Una volta definito lo schema e scelti i componenti si può procedere ad analisi di funzionamento dell'impianto. Queste analisi devono dimostrare l'efficacia dell'impianto, la rispondenza cioè alle specifiche, in tutte le condizioni di impiego previste.
Il problema può essere affrontato con modelli matematici o con impianti sperimentali, reali o in similitudine.
Per impianti molto complessi ed articolati il problema può diventare di notevole complessità, fortunatamente molte volte è possibile analizzare parti dell'impianto separatamente riducendo così le dimensioni del problema.

1.6 Affidabilità'

L'affidabilità è una teoria statistica che permette di determinare la probabilità di verificarsi di un guasto in sistemi complessi partendo da dati relativi ai singoli componenti.
Le relazioni stabilite dalla teoria dell'affidabilità permettono di analizzare l'effetto di ridondanze attive e passive e quindi di progettare impianti che raggiungano l'affidabilità voluta.

Con metodologie dello stesso tipo è anche possibile fissare modalità e intervalli di ispezione e manutenzione tali da mantenere il livello di affidabilità richiesto.
Rimandando ad un successivo approfondimento della teoria dell'affidabilità richiamiamo alcune definizioni fondamentali.
Affidabilità è la proprietà di un componente (o di un sistema) di mantenere sensibilmente invariata nel tempo la sua qualità sotto ben precise condizioni d'uso.
Avaria è la perdita parziale o totale di funzionalità; un'avaria può essere: avaria da usura - graduale decadimento delle proprietà fino a scendere sotto i limiti di tolleranza -; avaria catastrofica - cambiamento brusco delle proprietà.
Vita di un'unità è il tempo per il quale un componente (o sistema) può essere utilizzato, eventualmente ricorrendo a manutenzioni.
Tempo di vita (T) è una variabile aleatoria legata ad una funzione che esprime la probabilità che si verifichi un guasto prima dell'istante t.
Dalla stessa funzione discendono una definizione probabilistica dell'affidabilità (p), della durata media di buon funzionamento o tempo medio prima dell'avaria (MTBF = mean time before failure), del tasso di avaria.
L'avaria di un componente può influenzare in modi diversi la funzionalità di un sistema: se, ad esempio, si ha un sistema composto da due componenti in serie, l'avaria di un componente determina l'avaria di tutto il sistema; se un sistema è composto da due componenti in parallelo, l'avaria di un componente non provoca l'avaria dell'intero sistema. Ragionamenti di questo tipo posti su basi teoriche derivate dalla teoria della probabilità permettono di ottenere valori di affidabilità per un sistema partendo dall'affidabilità dei singoli componenti.
Il metodo può essere usato sia in fase di analisi per convalidare un determinato sistema, sia in fase di progetto per determinare le specifiche di affidabilità dei singoli componenti e le ridondanze necessarie a raggiungere l'affidabilità voluta.

1.7 Norme di impiego e manutenzione

Fa parte del progetto dell'impianto emanare delle norme di impiego e di manutenzione.
Le norme di impiego sono indispensabili per un corretto utilizzo di un impianto. Più è complesso e versatile un impianto e più deve essere documentato il modo di impiegarlo, devono essere descritte le manovre da eseguire per un utilizzo corretto, devono essere descritte le manovre da non eseguire, come comportarsi in caso di avaria, ecc.
Le norme di manutenzione fissano gli intervalli di manutenzione, le modalità di ispezione, di smontaggio e sostituzione dei vari componenti.

2. IMPIANTI PER IL TRASFERIMENTO DI ENERGIA

2.1 Introduzione

In molte zone di un velivolo è necessario disporre di energia, in modo controllato; questo è necessario per molte attività, ad esempio per il movimento delle superfici di controllo del velivolo, per la retrazione e l'estensione del carrello, per azionare pompe, per necessità di illuminazione, di riscaldamento, di alimentazione di apparecchiature elettroniche, ecc.
La struttura di un impianto è schematizzabile come nella fig. 3.1, ossia è costituita da un gruppo di generazione (spesso collegato ai propulsori stessi), uno di regolazione delle grandezze fisiche in uscita (siano esse pressioni, portate, tensioni o altro) ed una rete di distribuzione che porta l'energia alle varie utenze.

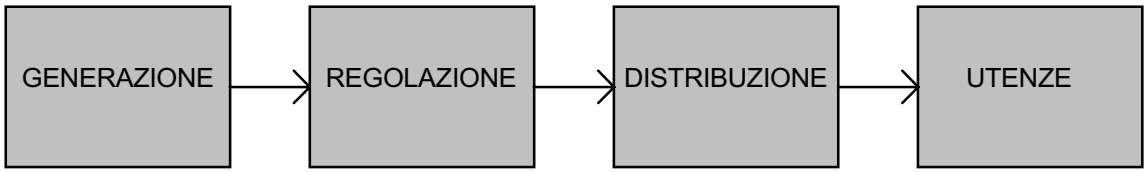


Fig. 3.1 - Elementi fondamentali di un impianto

2.2 Energie utilizzabili a bordo

I metodi utilizzabili per trasferire e poter controllare energia sono vari in funzione del tipo di utilizzatore, come indicato in tabella 2.1.

	Elettrica	Pneumatica	Idraulica	Meccanica
Attuatori	√	√	√	√
Illuminazione	√			
Riscaldamento	√	√		
Avionica	√			

Tab. 2.1 - Principali utenze e tipi di energie necessarie

Dalla tabella precedente si vede come sarà indispensabile su qualsiasi velivolo un impianto elettrico e, se le potenze in gioco diventano più rilevanti, un impianto idraulico e un impianto pneumatico per la distribuzione di energia.

2.3 Trasferimento di energia meccanica

Per quanto riguarda l'*energia meccanica* i sistemi utilizzabili sono:

- trasmissioni meccaniche;

- motori a combustione interna;
- motori elettrici;
- motori idraulici.

Le *trasmissioni meccaniche* consentono il trasferimento di energia meccanica dalla sorgente primaria all'utilizzatore. Il loro utilizzo è comunque limitato a piccole potenze per l'eccessivo peso e complicazione. Un esempio tipico di impiego di trasmissione meccanica è costituita dai comandi di volo convenzionali dove le leve di controllo a disposizione del pilota sono collegate meccanicamente alle superfici mobili tramite cavi o leveraggi.
I *motori a combustione interna* costituiscono la fonte primaria di energia in tutti i velivoli (tranne che negli alianti), ma non si prestano ad un utilizzo diffuso e localizzato per i problemi che porrebbero in termini di installazione, alimentazione, affidabilità e controllabilità; è evidente come sarebbe complicato avere a bordo decine di piccoli motori con potenze anche irrisorie e funzionamento discontinuo o eccezionale.
L'*energia elettrica* si presta molto bene alla distribuzione ed al suo controllo, inoltre praticamente in tutti i velivoli è presente un impianto elettrico per soddisfare ad altre esigenze; la trasformazione di energia elettrica in energia meccanica richiede motori che per avere dimensioni e pesi contenuti devono essere motori rotativi con elevato numero di giri. L'uso di motori elettrici per applicazioni nei quali il lavoro meccanico viene svolto attraverso rotazioni a bassa velocità o attraverso spostamenti richiede l'impiego di riduttori, con ulteriore aggravio in termini di peso.
L'*energia idraulica* può essere distribuita con relativa semplicità, permette di realizzare motori rotativi e con maggiore semplicità anche motori lineari. A pari potenza impegnata le dimensioni ed i pesi dei motori idraulici risultano decisamente inferiori a quelle dei motori elettrici. Il controllo dell'energia è molto semplice dal punto di vista on/off, ed è possibile, anche se più delicato, un controllo di tipo continuo.
In praticamente tutti i velivoli sono presenti impianti per la distribuzione di energia sia in forma elettrica che idraulica; scartato infatti l'impiego di motori a combustione interna, gli altri due metodi visti vengono impiegati. Infatti anche se per porre a disposizione localmente energia meccanica è più conveniente in termini di peso ed ingombro l'energia idraulica, esiste comunque la necessità di altre forme di energia (ad esempio energia luminosa, energia termica, alimentazione di apparecchiature) per le quali è necessario disporre di energia elettrica.
Disponendo di entrambe le fonti di energia sarà necessario ripartire nel modo più economico possibile i carichi fra l'impianto idraulico e quello elettrico.
In linea di massima sarà conveniente utilizzare l'energia idraulica nei motori di potenza più elevata, specialmente se quello che viene richiesto è una forza elevata con velocità moderata, e l'energia elettrica dove sono richieste potenze più modeste, specialmente se quello che viene richiesto è una coppia moderata con velocità angolare elevata. Occorre poi tener conto anche dell'incidenza delle linee di trasporto; così, anche se dal punto di vista della trasformazione di energia potrebbe essere più conveniente adottare energia idraulica, in un motore che si trova in una zona dove non esistono altri utilizzatori di energia idraulica può globalmente convenire l'impiego di un motore elettrico.

2.4 Dimensionamento degli impianti per la distribuzione di energia

Gli impianti per la distribuzione di energia devono essere dimensionati in modo da fornire in qualsiasi condizione di volo la potenza richiesta; la potenza viene fornita mantenendo *costante*

la sua *energia potenziale* (*tensione* per impianti elettrici e *pressione* per gli impianti idraulici): l'impianto dovrà quindi essere dotato di organi di regolazione tali da mantenere costante il potenziale al variare della potenza assorbita per tutto il campo previsto di funzionamento; questa filosofia di progetto permette di dimensionare le utenze per un ben preciso valore del potenziale (tensione elettrica o pressione che sia).
È comunque possibile disporre sia per gli impianti elettrici che per quelli idraulici di *riserve di energia* (batterie o accumulatori) utilizzabili sia come riserva di emergenza che come fonte per sopperire a punte di assorbimento.
Per il dimensionamento di un impianto per la distribuzione di energia occorre disporre di un elenco di tutte le utenze con specificato per ognuna di esse l'assorbimento di potenza ed il tempo di funzionamento.
Una pura somma di tutte le potenze assorbite dagli utilizzatori porterebbe sicuramente ad un sovradimensionamento dell'impianto; esistono infatti utenze sicuramente non utilizzabili contemporaneamente. È possibile giungere ad un'ottimizzazione della potenza da installare nei generatori mediante un'analisi dell'impiego delle varie utenze.
In prima approssimazione questa analisi può essere fatta dividendo l'impiego del velivolo in un certo numero di fasi significative, ad esempio: stazionamento a terra, avviamento dei motori, rullaggio, decollo, salita alla quota di crociera, crociera, discesa, coda d'attesa, atterraggio.
Per ognuna di queste fasi è possibile determinare una curva che riporti la potenza assorbita in funzione del tempo di impiego. Si avrà così una curva discendente la quale mostra per la particolare fase la potenza massima necessaria ed il tempo per il quale devono essere forniti vari livelli di potenza.
Da queste curve e dal loro inviluppo è possibile determinare la potenza da installare tenendo conto anche del fatto che per tempi brevi un generatore è in grado di fornire potenze più alte di quelle previste per un funzionamento continuo e della possibilità di disporre di accumulatori.
In questa fase di studio occorre anche tenere conto del fatto che spesso si dispone di più generatori e questo porta ad una ripartizione del carico su più macchine. A questo livello occorre prendere decisioni determinate dal livello di affidabilità richiesto dall'impianto; in caso di guasto di un generatore si può infatti, in funzione dall'affidabilità richiesta, richiedere ancora la fornitura dell'intera potenza oppure può essere accettabile un funzionamento degradato con potenza inferiore.
Ad esempio disponendo di quattro generatori un sovradimensionamento del 33% porta ad un impianto che in caso di guasto di un generatore permette ancora l'erogazione della potenza massima.

3. RICHIAMI DI MECCANICA DEI FLUIDI

3.1 Introduzione

Gli impianti idraulici utilizzano *fluidi incomprimibili* e quindi allo stato liquido nelle condizioni di esercizio. I principi fisici fondamentali su cui sono basati gli impianti idraulici risiedono quindi nei principi dell'idrostatica ed in particolare nel principio di Pascal, cioè nella proprietà della pressione di trasmettersi in ogni punto della massa fluida. Accanto all'aspetto statico, che può risolvere la maggior parte dei problemi di un impianto idraulico ed in particolare i problemi di dimensionamento di prima approssimazione, esiste anche un aspetto dinamico fondamentale soprattutto per le valutazioni di stabilità e risposta in frequenza.
In molti impianti il collegamento fra i vari componenti è costituito da una tubazione in grado di contenere un fluido. Lo scopo del fluido può essere quello del trasporto di una qualsiasi delle grandezze di stato che lo caratterizzano; la finalità dell'impianto può quindi essere quella del trasporto di una massa (collegata quindi alla densità) come ad esempio nell'impianto combustibile o nell'impianto di ventilazione, del trasporto di una forza (collegata quindi alla pressione) come ad esempio nell'impianto oleodinamico, del trasporto di calore (collegato quindi alla temperature) come ad esempio nell'impianto antighiaccio.
Le leggi che reggono il funzionamento dell'impianto sono le stesse indipendentemente dalle sue finalità; potranno al massimo assumere maggiore o minore importanza, e quindi essere in pratica trascurabili, alcuni termini. Verranno in seguito richiamate le leggi fondamentali per il calcolo del flusso interno utili per il progetto e la verifica degli impianti a fluido.

3.2 Caratteristiche principali dei fluidi idraulici

I fluidi in genere sono caratterizzati da un certo numero di proprietà fisiche di cui qui si elencano le più rilevanti, indicando le unità di misura utilizzate secondo il sistema metrico internazionale ed in pratica.

Densità
La densità (o massa volumica) è la massa dell'unità di volume di una determinata sostanza. Essa dipende dalla pressione e dalla temperatura (fig. 3.1), ha dimensioni $[ML^{-3}]$ ed ha le seguenti misure:

sistema metrico internazionale	kg/m^3
sistema tecnico	$kg_f s^2/m^4$
sistema anglosassone	$lb_f s^2/ft^4$

Peso specifico
Il peso specifico è il peso dell'unità di volume. Ha dimensioni $[FL^{-3}]$ o, più formalmente, $[ML^{-2}T^{-2}]$. E' legato alla densità dalla relazione $\gamma = \rho g$, dove g è l'accelerazione di gravità. Pure esso è dipendente da pressione e temperatura. Il peso specifico ha le seguenti misure:

sistema metrico internazionale	N/m^3
sistema tecnico	kg_f/m^3

sistema anglosassone lb_f/ft^3

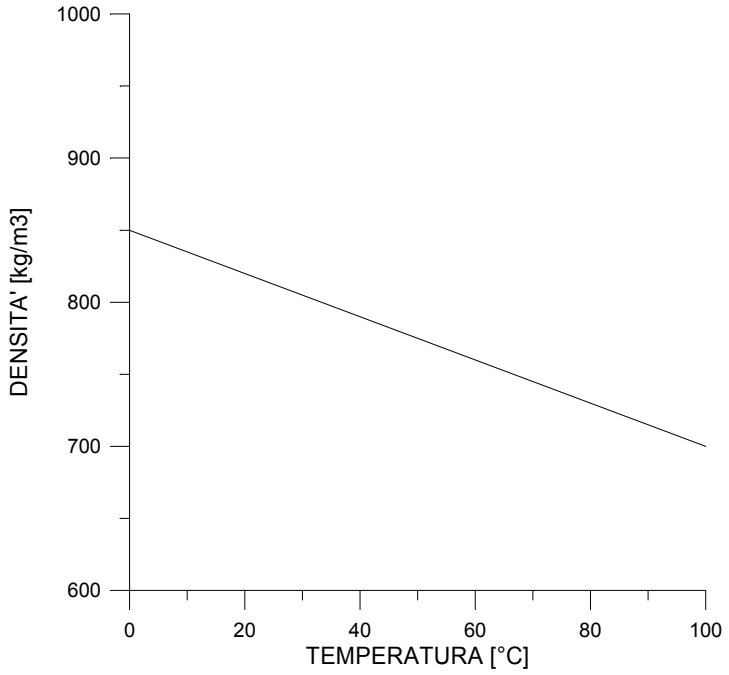


Fig. 3.1 - Densità in funzione della temperatura (liquido a base petrolifera)

Pressione

La pressione è data dal rapporto fra una forza e l'area su cui questa agisce. Dimensionalmente è quindi $[FL^{-2}]$, le unità di misura utilizzate sono varie:

sistema metrico internazionale	N/m^2 o Pa
sistema tecnico	kg_f/m^2
sistema tecnico anglosassone	psi = lb_f/in^2

Il Pascal è un'unità di misura piccola per cui vengono più usati il kPa o il MPa, anche se sono ancora molto in uso le vecchie unità, comprese quelle che misurano la pressione come altezza equivalente di una colonna di acqua o mercurio:

1 atm	=	101325 Pa		
1 at	=	98062 Pa	=	1 kg/cm^2
1 bar	=	100000 Pa	=	10^6 baria
1 baria	=	0.1 Pa	=	1 $dyne/cm^2$
1 kg/m^2	=	9.81 Pa		
1 psi	=	6890 Pa		
1 mmHg	=	133.322 Pa		
1 mH_2O	=	9810 Pa		

Viscosità

La viscosità è la capacità di un fluido a resistere a forze tangenziali. Per far scorrere l'uno rispetto all'altro due piani paralleli separati da un fluido, è necessaria una forza F proporzionale alla superficie di contatto A, alla velocità relativa v ed inversamente proporzionale alla distanza h delle due superfici:

$$F = \mu \frac{Av}{h}$$

da cui:

$$\mu = \frac{Fh}{Av}$$

Le dimensioni della viscosità sono quindi $[FL^{-2}T]$. Le unità di misura della viscosità sono le seguenti:

sistema metrico internazionale	Ns/m^2 o Pa·s
sistema tecnico	kg_fs/m^2
sistema anglosassone	lb_fs/m^2

ma in pratica vengono sempre usati il poise P o il centipoise cP, essendo:

$$1\ P = 1\ \text{dyne}\ s/cm^2 = 0.1\ Pa{\cdot}s.$$

E' spesso usata anche la viscosità cinematica, data dal rapporto fra la viscosità e la densità:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

ed avente le dimensioni di una lunghezza per una velocità $[L^2T^{-1}]$, è usualmente misurata in stokes St:

$$1\ St = 1\ cm^2/s$$

o meglio in centistokes cSt.

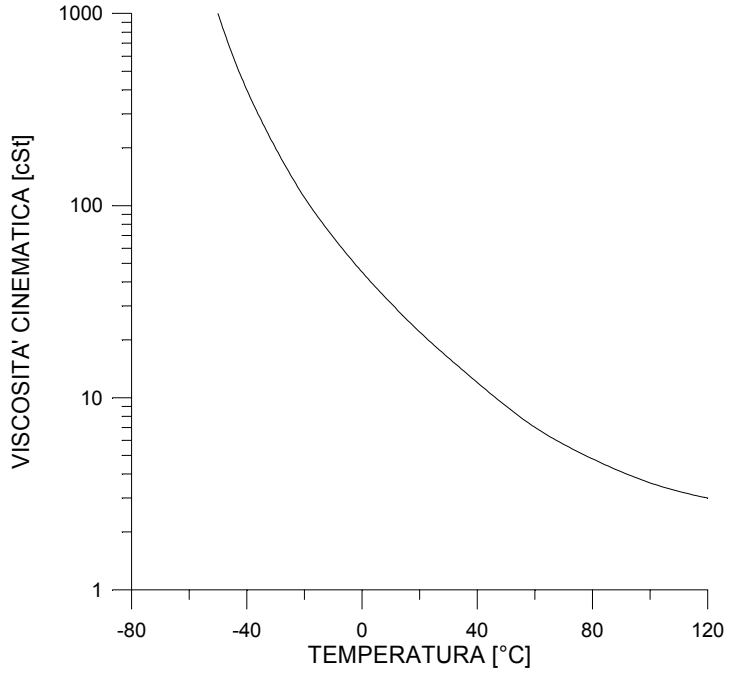


Fig. 3.2 - Viscosità in funzione della temperatura (liquido a base petrolifera)

La viscosità dipende dalla temperatura, come evidente nel diagramma di fig. 3.2.

Tensione di vapore

La tensione di vapore è la grandezza più significativa per descrivere la volatilità di un liquido. Un fluido allo stato liquido è caratterizzato dall'avere un volume proprio; se il fluido viene posto in un recipiente di volume maggiore del volume del liquido, nel recipiente il fluido si trova parzialmente allo stato liquido e parzialmente allo stato gassoso. La pressione alla quale viene a trovarsi lo stato gassoso è detta tensione di vapore e dipende dalla temperatura (fig. 3.3); per esempio la tensione di vapore dell'acqua a 100 °C è notoriamente di 1 bar.
La tensione di vapore è un parametro fondamentale per l'equilibrio fra le due fasi del fluido ed è un indice della tendenza del liquido ad evaporare. La tensione di vapore viene misurata con le stesse unità di misura della pressione.
Una grandezza correlata alla tensione di vapore è il punto di ebollizione, la temperatura cioè alla quale il liquido tende a passare allo stato gassoso, questa temperatura è funzione della pressione.

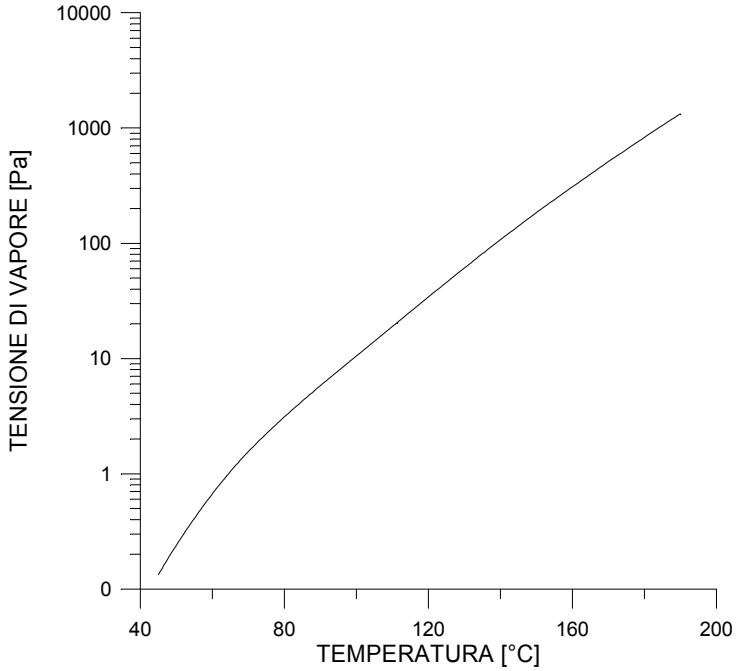


Fig. 3.3 - Tensione di vapore in funzione della temperatura (liquido a base petrolifera)

Infiammabilità

L'infiammabilità è una caratteristica molto importante per la sicurezza dell'impianto e del velivolo stesso; viene caratterizzata attraverso tre temperature caratteristiche:

1. punto di infiammabilità: temperatura minima alla quale il liquido, vaporizzato in modo definito, crea una miscela capace di incendiarsi in presenza di una fiamma;
2. punto di fiamma: temperatura minima alla quale si genera vapore sufficiente a mantenere la combustione;
3. punto di autoignizione: temperatura alla quale si crea una fiamma spontaneamente in presenza di aria senza essere innescata.

Comprimibilità
I fluidi impiegati negli impianti idraulici sono liquidi e quindi caratterizzati dall'avere un volume proprio; in realtà sotto effetto della pressione il fluido tende a comprimersi e a ridurre il proprio volume; una misura di questo effetto è data dal modulo di comprimibilità definito come rapporto fra la variazione percentuale di volume e la variazione di pressione che la ha prodotta, come meglio descritto in seguito.

Resistenza all'aria
L'aria può essere presente nel fluido sotto 3 forme: *disciolta*, *dispersa* in bollicine ben distinte e in *schiuma*, ossia bolle agglomerate in superficie. Gli ultimi due casi sono da evitare per il corretto funzionamento dell'impianto, in quanto vengono radicalmente modificate le caratteristiche fisiche del liquido.

Stabilità
La stabilità chimica è la tendenza a mantenere invariate le principali caratteristiche. Si parla in genere di:
- stabilità all'ossidazione, ossia alla reazione con l'ossigeno;
- stabilità termica, ossia alla decomposizione prodotta dalla temperatura;
- stabilità all'idrolisi, ossia alla reazione con l'acqua.

Corrosione
Indica l'aggressività del fluido sui materiali usati negli impianti. Può essere di due tipi:

- corrosione chimica, in genere ossidazione o attacco acido;
- corrosione elettrochimica, tipicamente quella galvanica, che interviene nel contatto di due metalli bagnati da un elettrolito.

3.3 Equazione di stato e modulo di comprimibilità

Le grandezze fondamentali che definiscono lo stato di un fluido sono, come noto:

pressione	p	$[FL^{-2}]=[MLT^{-2}]$
densità	ρ	$[ML^{-3}]$
temperatura	T	[°]

Le grandezze di stato non sono indipendenti, ma legate dall'*equazione di stato* che nel caso dei gas perfetti assume la nota forma:

$$p = R\rho T$$

questa relazione è valida per gas perfetti, in un ben preciso campo di pressioni e temperature; il coefficiente di proporzionalità R ha un valore dipendente dalla composizione del gas ed in particolare dal peso molecolare degli elementi che lo compongono.
Per i gas esistono formulazioni dell'equazione di stato più complesse valide anche in condizioni più ampie.
Per i liquidi non è invece possibile determinare un'equazione di stato che abbia un sufficiente campo di validità; si ricorre quindi ad una *linearizzazione* che porta ad un'equazione di stato

valida solo nell'intorno di un punto noto. Tale equazione, espressa più comunemente in funzione del volume specifico, ha la forma:

$$\frac{\Delta V}{V} = -\frac{1}{\beta} \cdot \Delta p + \alpha \cdot \Delta T$$

La parte dell'equazione di stato che fornisce il legame densità - pressione (sia pure questo espresso in termini volumetrici), a temperatura costante, diventa così in termini finiti:

$$\Delta p = -\beta \frac{\Delta V}{V}$$

o in termini differenziali :

$$dp = -\beta \frac{dV}{V}$$

Come noto si ammette normalmente che i liquidi siano incomprimibili; questo porterebbe da un punto di vista matematico ad un valore infinito di β; fisicamente è invece evidente che, per quanto piccola, esista una certa comprimibilità nei liquidi, anche se questa è talmente piccola che per molte applicazioni pratiche risulta trascurabile.
Il *modulo di comprimibilità* β (*bulk modulus* nella letteratura anglosassone) è dipendente in modo non lineare dalla pressione, secondo un andamento qualitativamente descritto in fig. 3.4; per l'utilizzo della relazione in termini finiti occorrerà quindi considerarne un valore medio. β ha le dimensioni di una pressione ed il suo valore dipende dalla pressione; si può assumere per i vari fluidi utilizzati negli impianti oleodinamici, impianti operanti alle più alte pressioni, dove quindi la comprimibilità è in grado di far sentire i suoi effetti, valori dell'ordine di grandezza di 1500 MPa.

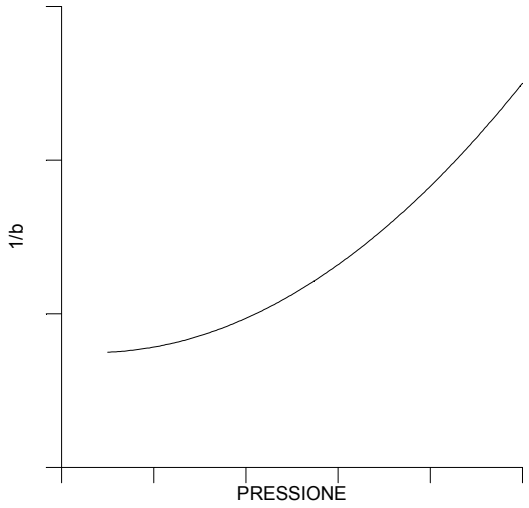


Fig. 3.4 - Andamento qualitativo del modulo di comprimibilità con la pressione

Assumendo tale valore come valore medio indipendente dalla pressione ne derivano le variazioni di volume del fluido riportate in tab. 3.1.

Variazioni di pressione dell'ordine di grandezza dei 20 MPa, che sono valori utilizzati negli impianti oleodinamici di bordo, sono quindi in grado di ridurre il volume del fluido già di una quantità superiore all'1.3%; d'altra parte variazioni di volume dell'ordine dell'1% sono in grado di far nascere variazioni di pressione dell'ordine dei 15 MPa.

Δp	$\frac{\Delta V}{V}$
[MPa]	
2.5	0.0016
5.0	0.0033
7.5	0.0050
10.0	0.0066
12.5	0.0083
15.0	0.0100
17.5	0.0116
20.0	0.0133
22.5	0.0150
25.0	0.0166
27.5	0.0183
30.0	0.0200

Tab. 3.1 - Contrazione del volume in funzione del salto di pressione

In effetti l'equazione di stato deve essere vista come l'analoga dell'*equazione di Hooke* per i solidi; la pressione definisce lo stato di sforzo e la variazione di volume corrisponde alle deformazioni.
Per quanto riguarda il termine legato alla temperatura:

$$\frac{\Delta V}{V} = \alpha \Delta T$$

Il valore di α è circa $7 \bullet 10^{-4}$ °C^{-1} per un olio idraulico.
Le conseguenze dalla dilatazione provocate da variazioni di temperatura sono in incremento di pressione se il liquido è contenuto in un volume chiuso, o in una variazione di volume del contenitore se questa è possibile come avviene per esempio nei cilindri attuatori.

3.4 Modulo di comprimibilità effettivo

Per quanto riguarda i valori del modulo di comprimibilità, occorre fare attenzione che nella pratica si deve tenere conto anche del fatto che in un impianto, nonostante tutte le precauzioni che si possono prendere, è inevitabilmente contenuto oltre al liquido anche una frazione di gas e che i componenti dell'impianto, per quanto rigidi, possono presentare una certa elasticità e quindi per effetto della pressione si deformano aumentando il loro volume.
Il comportamento del gas espresso in termini di modulo di comprimibilità è facilmente ottenibile dato che questo è ricavato in condizioni isoterme; per un gas quindi:

$$pV = \cos t$$
$$pdV + Vdp = 0$$
$$dp = -p\frac{dV}{V}$$
$$\beta = p$$

Se un certo volume V_{tot} è occupato parzialmente da liquido V_l e parzialmente da gas V_g, si può ricavare un modulo di comprimibilità effettivo:

$$V_{tot} = V_l + V_g$$
$$\Delta V_{tot} = \Delta V_l + \Delta V_g$$
$$\frac{1}{\beta_e} = \frac{-\Delta V_{tot}}{V_{tot}\Delta p} = -\left[\frac{V_l}{V_{tot}}\left(\frac{\Delta V_l}{V_l}\right) + \frac{V_g}{V_{tot}}\left(\frac{\Delta V_g}{V_g}\right)\right]\frac{1}{\Delta p}$$
$$\frac{1}{\beta_e} = \frac{V_l}{V_{tot}}\frac{1}{\beta_l} + \frac{V_g}{V_{tot}}\frac{1}{\beta_g}$$

Dato che normalmente il volume di gas contenuto nel recipiente è piccolo rispetto a quello del liquido, il *modulo di comprimibilità effettivo* può essere approssimato con:

$$\frac{1}{\beta_e} = \frac{1}{\beta_l} + \frac{V_g}{V_{tot}}\frac{1}{\beta_g}$$

Evidentemente il modulo di comprimibilità dipende dalla quantità di gas contenuto nel volume in esame, quantità che deve essere normalmente piccola. La tab. 3.2 riporta i valori di variazione di volume che si ottengono con varie percentuali di gas, considerando per il modulo di comprimibilità del gas il valore corrispondente alla pressione media. Si può notare che l'effetto corrispondente alla pressione di 30 MPa con solo liquido si ha alla pressione di 22.5 MPa con una percentuale dell'1% di gas, di 15 MPa con una percentuale del 2% e sotto i 2.5 MPa con percentuali superiori.

	ΔV/V				
V_g/V_{tot}	0	.01	.02	.05	.10
Δp [MPa]					
2.5	0.0016	0.0066	0.0116	0.0266	0.0516
5.0	0.0033	0.0083	0.0133	0.0283	0.0533
7.5	0.0050	0.0100	0.0150	0.0300	0.0550
10.0	0.0066	0.0116	0.0166	0.0317	0.0567
12.5	0.0083	0.0133	0.0183	0.0333	0.0583
15.0	0.0100	0.0150	0.0200	0.0350	0.0600
17.5	0.0116	0.0167	0.0217	0.0366	0.0617
20.0	0.0133	0.0183	0.0233	0.0383	0.0633
22.5	0.0150	0.0200	0.0250	0.0400	0.0650
25.0	0.0166	0.0217	0.0266	0.0417	0.0666
27.5	0.0183	0.0233	0.0283	0.0433	0.0683
30.0	0.0200	0.0250	0.0300	0.0450	0.0700

Tab. 3.2 - Contrazione del volume in dipendenza della concentrazione di gas

Effetti nello stesso senso si hanno per la dilatazione dei componenti che contengono il liquido, per cui è possibile definire un modulo di comprimibilità dovuto in effetti all'incremento di volume del recipiente ed avere in definitiva:

$$\frac{1}{\beta_c} = \frac{\Delta V}{V_{tot}\Delta p}$$

$$\frac{1}{\beta_e} = \frac{1}{\beta_l} + \frac{V_g}{V_{tot}}\frac{1}{\beta_g} + \frac{1}{\beta_c}$$

In pratica quindi il modulo di comprimibilità è normalmente più basso di quanto atteso in base ai valori del solo liquido e questo ha conseguenze, per quanto piccole, sulla quantità di liquido necessario a riempire un dato volume. Inoltre il legame pressione - volume è da vedersi come una rigidezza e questa in pratica risulta più bassa di quanto di competenza del solo liquido.

3.5 Idrostatica: il principio di Pascal

L'idrostatica è governata dal *principio di Pascal*: se si considera un piccolo elemento di fluido in condizioni statiche, la pressione che si misura sulle pareti di quell'elemento si trasmette a tutto il fluido, con eguale intensità ed in ogni direzione:

$$p = cost$$

Ricordiamo che quando si parla di misura di pressione molte volte si trascura di precisare se si tratta di una misura di *pressione assoluta o relativa*; in moltissimi casi questo è chiaro dal contesto o è inessenziale; occorre comunque ricordare che la misura può essere eseguita in entrambi i modi e spesso gli strumenti misurano la pressione relativa rispetto a quella atmosferica nel luogo di misura. Se la misura è utilizzata per valutare differenze di pressioni fra due punti diversi o le sollecitazioni indotte dalla pressione, l'una o l'altra misura portano agli stessi risultati, dato che conta solo la differenza fra le due pressioni; esistono però fenomeni legati alla pressione assoluta: uno di questi è il fatto che *la pressione assoluta non può diventare negativa*: si avrebbe infatti il passaggio da uno stato di compressione ad uno di trazione, stato di sforzo al quale i fluidi non possono resistere; in particolare per i liquidi esiste un valore di pressione minimo al disotto del quale il fluido passa allo stato gassoso. Il valore di pressione al quale questo fenomeno avviene è detto *tensione di vapore* ed è in genere fortemente influenzato dalla temperatura.
Si consideri, per meglio chiarire la portata del principio di Pascal, il sistema in fig. 3.5, costituito essenzialmente da due cilindri differenti muniti di pistone, collegati tra loro da un condotto, il tutto riempito di liquido.
All'equilibrio deve essere:

$$p = \frac{F_1}{A_1} = \frac{F_2}{A_2}$$

il che significa che un sistema del genere è in grado di trasmettere forze variandone l'intensità a seconda del rapporto tra le aree dei pistoni (*torchio idraulico*).

D’altro canto, se non ci sono perdite di liquido, il volume spostato da una parte deve ritrovarsi dall’altra:

$$V_1 = s_1 A_1 = V_2 = s_2 A_2$$

ossia gli spostamenti pure vengono variati dal rapporto delle aree. Ma ovviamente il lavoro si conserva:

$$L_1 = pA_1 s_1 = pA_2 s_2 = L_2$$

Con tale dispositivo, che sta alla base della *trasmissione idraulica*, si può trasmettere lavoro variandone l’intensità della forza e dello spostamento, ovvero si può amplificare la forza a patto di ridurre lo spostamento, e viceversa.

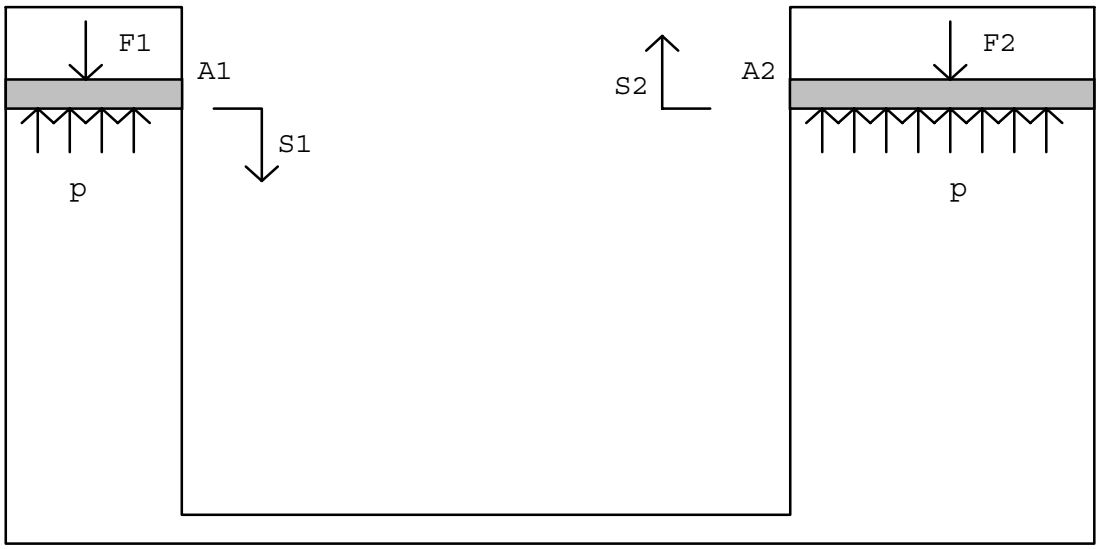


Fig. 3.5 - Torchio idraulico

3.6 Equazione di continuità

Sotto questo termine si intende l’equazione che esprime il *principio di conservazione della massa*, e del quale già si è vista un’espressione elementare nel paragrafo precedente. L’espressione classica è:

$$\frac{dm}{dt} = 0$$
$$\frac{\partial}{\partial t}\int_V \rho dV + \int_A \rho v dA = 0$$

dove V è il volume considerato ed A sono le aree attraverso le quali può aversi entrata o uscita di massa nel volume considerato, alla velocità v. Quando il fluido può essere ritenuto incomprimibile ρ è costante e può quindi essere eliminata; per le applicazioni impiantistiche

non ha quasi mai interesse l'effettiva distribuzione di velocità nelle sezioni di passaggio per cui si considera una velocità media:

$$\bar{v} = \frac{\int_A v dA}{\int_A dA}$$

l'equazione di continuità si riduce quindi a:

$$\frac{dV}{dt} + \bar{v}A = 0$$

o, introducendo la *portata volumetrica*:

$$Q_t = \bar{v}A$$
$$\frac{dV}{dt} + Q_t = 0$$
$$\frac{dV}{dt} = \sum_{i=1}^{n} Q_i$$

dove Q_i sono le singole portate volumetriche, positive entranti.
Per tutti i componenti dove non si ha variazione di volume si ha infine:

$$\sum_{i=1}^{n} Q_i = 0$$

Una classe importante di componenti nei quali si può avere variazione di volume è costituita dagli attuatori lineari (normalmente detti *martinetti*); in questi l'incremento o decremento di volume è ottenuto a sezione costante e quindi si ha un legame di proporzionalità fra la portata entrante o uscente e la velocità di azionamento del martinetto:

$$Q = A\dot{x}$$

3.7 Conservazione dell'energia

Il *primo principio della termodinamica* impone la *conservazione dell'energia*; ragionamenti energetici portano a formulazioni estremamente utili per il calcolo del flusso in tubazioni. Esso infatti possiede energia in forma *cinetica*, dovuta cioè alla sua velocità, ed in forma *potenziale*, dovuta cioè all'elevazione del condotto ed alla pressione del fluido.
Quando si studia il moto del fluido in un condotto (e in genere le correnti fluidodinamiche) si osservano le varie grandezze fisiche in sezioni di controllo fisse.
L'energia che passa attraverso una sezione del condotto è ovviamente crescente, semplicemente perché col passare del tempo sempre più fluido passa quella sezione. Viene quindi utile riferirsi all'energia *per unità di massa*, o *di peso*, o *di volume* del fluido.
Vediamo di seguito le varie forme di energia possedute dal fluido, per unità di volume.

Energia cinetica

L'energia cinetica di qualsiasi massa m che viaggi alla velocità v è notoriamente data da:

$$E_C = \frac{1}{2} m v^2$$

Nel caso in esame, riferendosi all'unità di volume ed essendo ρ la densità, sarà:

$$E_C = \frac{1}{2} \rho v^2$$

Energia potenziale

L'energia potenziale, in senso classico, di una particella di fluido di massa m dipende dalla sua altezza z misurata da un piano arbitrario di riferimento. L'energia potenziale per unità di volume è quindi:

$$E_P = \rho g z$$

Energia di pressione

L'energia di pressione è ancora un'energia potenziale, che può essere elementarmente definita nel seguente modo.

Si consideri un recipiente come quello indicato nella fig. 3.6, contenente del liquido. Ad una certa distanza dal pelo libero si supponga vi sia un tubo che si stacca dal contenitore, chiuso da un pistone mobile di area A. La forza esercitata dal liquido su tale pistone, dovuta alla sua pressione idrostatica, è p•A. Il lavoro compiuto dal fluido per spostare il pistone di una lunghezza L, dalla sezione 1 alla sezione 2, sarà p•A•L; il volume di fluido che compie tale lavoro è quello che passa per la sezione 1, ossia A•L. Il lavoro per unità di volume risulta quindi:

$$E_{PR} = p$$

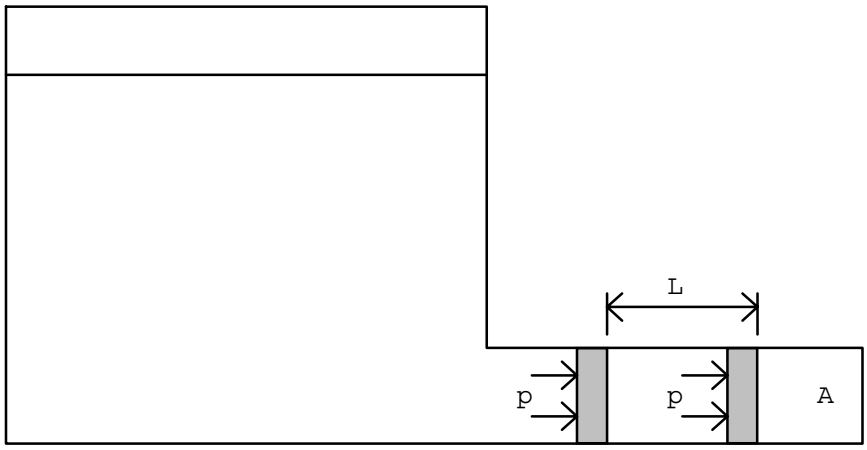


Fig. 3.6 - Lavoro di pressione

Energia interna

L'energia interna è legata alla temperatura del fluido ed al calore specifico a volume costante e, per unità di volume, possiamo scriverla come insegna la termodinamica:

$$E_I = c_v T$$

Conservazione dell'energia

Il primo principio della termodinamica assicura che l'energia viene conservata o meglio che le variazioni di energia in un sistema sono uguali al lavoro che viene esercitato sul sistema stesso. Per un tubo di flusso le variazioni complessive delle quattro energie sopra viste devono quindi uguagliare il lavoro fornito dalle pressioni nelle sezioni di entrata e uscita ed i calori provenienti dall'esterno:

$$\mathrm{p}_2 + \frac{1}{2}\rho_2 \mathrm{v}_2^2 + \rho_2 \mathrm{g} z_2 + \mathrm{c}_\mathrm{v} \mathrm{T}_2 = \mathrm{p}_1 + \frac{1}{2}\rho_1 \mathrm{v}_1^2 + \rho_1 \mathrm{g} z_1 + \mathrm{c}_\mathrm{v} \mathrm{T}_1 + \mathrm{L} + \mathrm{q}$$

dove lavoro e calore sono considerati per unità di volume.
Si possono esprimere tutti i termini per unità di peso; se γ è il peso specifico:

$$\frac{p_2}{\gamma_2} + z_2 + \frac{v_2^2}{2g} + c_v' T_2 = \frac{p_1}{\gamma_2} + z_1 + \frac{v_1^2}{2g} + c_v' T_1 + L' + q'$$

In tale espressione le dimensioni sono quelle di una *lunghezza*. Questo modo di esprimere la conservazione dell'energia è sfruttato soprattutto nell'idraulica classica dove i termini legati ai dislivelli presenti negli acquedotti e quindi all'energia potenziale hanno importanza predominante.
Consideriamo in seguito alcuni casi particolari.

3.8 Moto stazionario di un fluido incomprimibile

Se il fluido è *incomprimibile* γ è costante:

$$\frac{p_2}{\gamma} + z_2 + \frac{v_2^2}{2g} + c_v' T_2 = \frac{p_1}{\gamma} + z_1 + \frac{v_1^2}{2g} + c_v' T_1 + L' + q'$$

oppure, esprimendo le energie per unità di volume:

$$\mathrm{p}_2 + \rho \mathrm{g} z_2 + \frac{1}{2}\rho \mathrm{v}_2^2 + \mathrm{c}_\mathrm{v} \mathrm{T}_2 = \mathrm{p}_1 + \rho \mathrm{g} z_1 + \frac{1}{2}\rho \mathrm{v}_1^2 + \mathrm{c}_\mathrm{v} \mathrm{T}_1 + \mathrm{L} + \mathrm{q}$$

3.9 Fluido in quiete

Se la velocità è nulla, il fluido in equilibrio termico, non si verifica scambio di lavoro e di calore con l'esterno, ci si riduce a:

$$p_1 + \rho g z_1 = p_2 + \rho g z_2$$
$$p_2 = p_1 - \rho g \Delta z$$

Quando le pressioni sono consistenti e le variazioni di quota piccole, il termine dell'energia potenziale può essere trascurato rispetto al termine della pressione e ci si riduce al principio di Pascal per i fluidi in quiete:

$$p = cost$$

3.10 Perdite di carico distribuite

Riprendiamo dall'espressione della conservazione energetica per un fluido incomprimibile in moto stazionario in una tubazione:

$$p_2 + \rho g z_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 + c_v T_2 = p_1 + \rho g z_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 + c_v T_1 + L + q$$

In assenza di lavoro e calore scambiato con l'esterno, considerando trascurabile l'energia potenziale rispetto alle altre grandezze in gioco ed ipotizzando il condotto a sezione costante (il che implica la conservazione della velocità), si ottiene:

$$p_1 = p_2 + \Delta p\,,$$

dove il termine $c_v \bullet (T_2 - T_1)$ è stato sostituito dal generico Δp. Questo termine è legato al fatto che esistono *fenomeni dissipativi*, per cui parte dell'energia iniziale viene persa dal punto di vista meccanico, perché trasformata in *energia termica*. Questa perdita viene vista come una perdita di pressione ed è usuale chiamarla *perdita di carico*.
Le tubazioni sono state ampiamente studiate dagli idraulici nello scorso secolo. L'intensità delle perdite di carico risente molto della presenza di un moto regolare, caratterizzato dall'avere nelle singole particelle velocità sensibilmente dirette come l'asse del condotto e nel verso del moto, o moto irregolare con componenti di velocità in tutte le direzioni; il primo tipo di moto è detto *moto laminare*, il secondo *moto turbolento*.
Se si osserva sperimentalmente il moto del fluido, si vede che in certe condizioni il moto è di tipo laminare ed in altre diventa turbolento. La transizione del moto da laminare a turbolento è dominata dal rapporto fra le forze di massa e le forze viscose, esprimibile da una grandezza adimensionale, il *numero di Reynolds*, definito da:

$$\mathrm{Re} = \frac{\rho v D}{\mu}$$

dove ρ è la densità, v la velocità media, D il diametro idraulico e μ la *viscosità*. La caduta di pressione lungo la linea è quindi dovuta a disuniformità nella velocità che provoca conseguenti effetti viscosi.
E' stata riconosciuta una relazione tra la caduta di pressione e l'energia cinetica:

$$p_1 = p_2 + \alpha \frac{1}{2} \rho v^2$$

e si è giunti per via sperimentale a determinare per α la seguente espressione:

$$\alpha = \lambda \frac{L}{D}$$

dove λ è un *coefficiente di perdite distribuite*, L è la lunghezza della tubazione e D il diametro idraulico. La caduta di pressione sull'intera tubazione è quindi data dalla legge di Darcy - Weisbach:

$$p_1 - p_2 = \lambda \frac{L}{D} \frac{1}{2} \rho v^2$$

Il diametro idraulico corrisponde al diametro geometrico nel caso di tubi a sezione circolare, per altre forme della sezione è definito come:

$$\mathrm{D} = \frac{4\mathrm{S}}{\mathrm{C}}$$

dove S è l'area della sezione e C il perimetro; nel caso di sezione circolare:

$$\frac{4\mathrm{S}}{\mathrm{C}} = \frac{4\frac{\pi \mathrm{D}^2}{4}}{\pi \mathrm{D}} = \mathrm{D}$$

Il coefficiente λ dipende dal tipo di moto, indicato dal *numero di Reynolds*, e dalla *rugosità superficiale* del condotto, definita come rapporto tra lo spessore medio delle irregolarità ed il diametro del tubo. Il *diagramma di Moody* di fig. 3.7 riporta l'andamento del coefficiente in funzione del numero di Reynolds della corrente fluida e parametrizzato sulla rugosità superficiale.
Si riconosce che per Re < 2000 il moto è *laminare*, la velocità è nulla al contorno, diretta come l'asse della tubazione e massima al centro del tubo (fig. 3.8), con una distribuzione parabolica; in questo caso è possibile ricavare anche teoricamente il valore di λ che risulta:

$$\lambda = \frac{64}{\mathrm{Re}}$$

e quindi:

$$p_1 - p_2 = \Delta p = \frac{64}{\mathrm{Re}} \frac{L}{D} \frac{1}{2} \rho v^2 = \frac{64\mu}{\rho v D} \frac{L}{D} \frac{1}{2} \rho v^2 = 32\mu \frac{L}{D^2} v$$

Nel moto laminare la perdita di carico risulta dipendente, oltre che dai parametri geometrici, in modo lineare dalla viscosità e dalla velocità del fluido. La dipendenza dalla viscosità porta ad una dipendenza dalla temperatura dato che la viscosità è fortemente influenzata da questa.

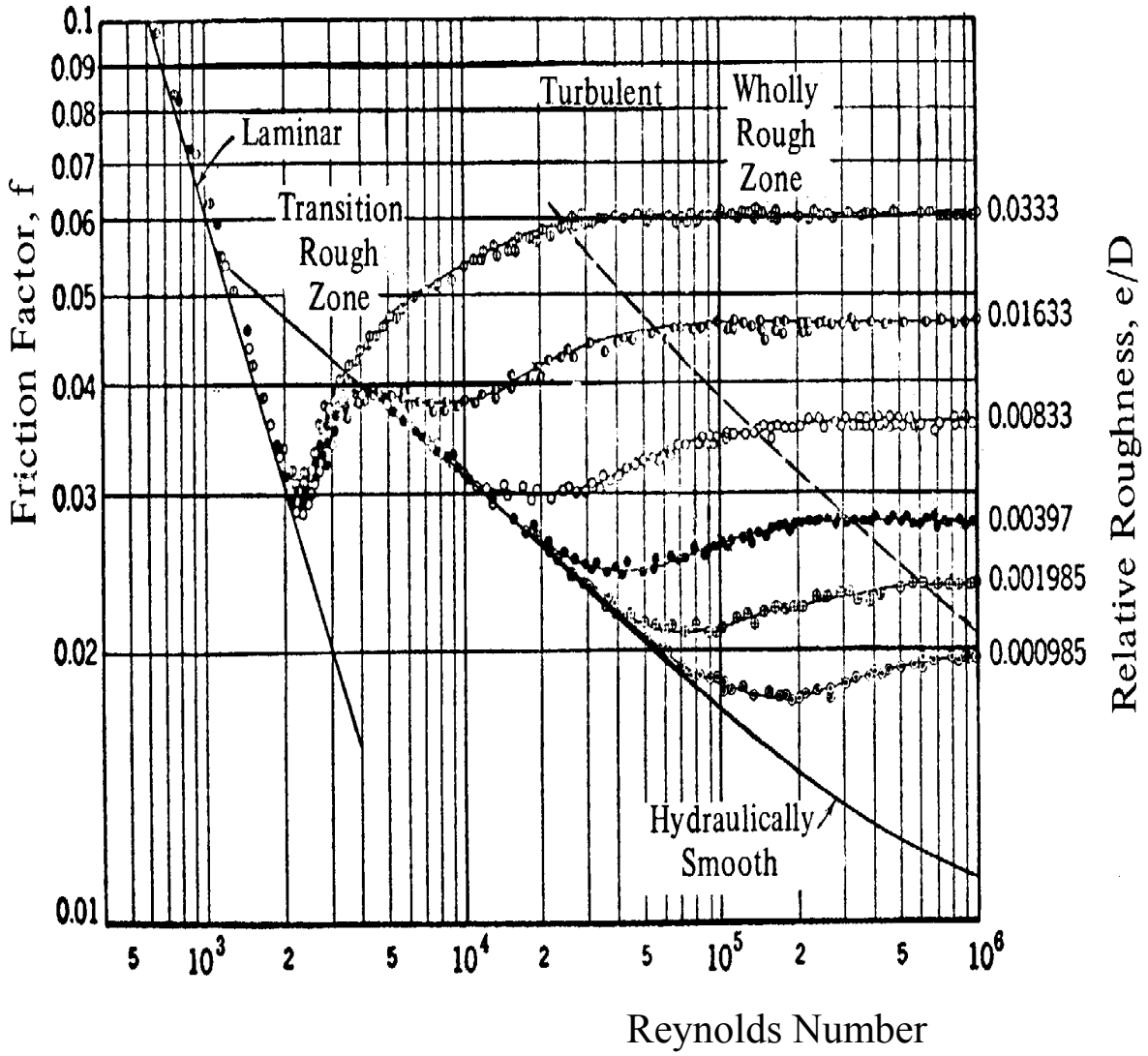


Fig. 3.7 - Diagramma di Moody

Quando il numero di Reynolds supera il valore di 4000, il moto diventa *turbolento*, la distribuzione di velocità nella sezione si appiattisce (fig. 3.8), la velocità massima si avvicina quindi alla velocità media, ma la velocità ha componenti anche perpendicolari alla tubazione: in questo caso i valori di λ sono desumibili da curve sperimentali o da formule empiriche.

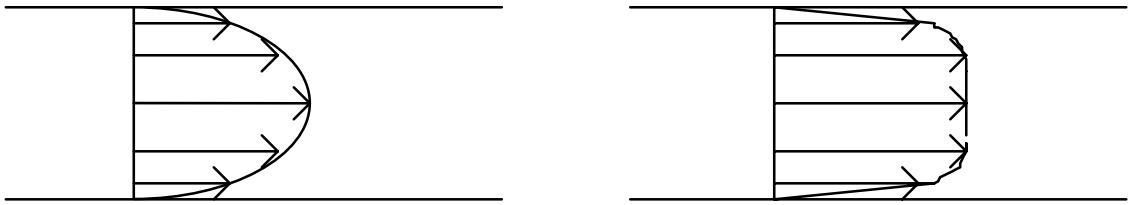


Fig. 3.8 - Profili di velocità laminare e turbolento

Per numeri di Reynolds molto alti, λ è sensibilmente indipendente dal numero di Reynolds e dipende solo dalla rugosità. In tale campo di moto la perdita di carico risulta quindi dipendente dal quadrato della velocità ed indipendente dalla viscosità del fluido (questa interviene comunque nel calcolo del numero di Reynolds!).
Per i valori del numero di Reynolds fra 2000 e 4000 si ha una zona di *transizione* non ben definita, dato che il passaggio dallo stato laminare a quello turbolento è un fenomeno di instabilità che può avere quindi un certo margine di indeterminazione.
Per le tubazioni si parla comunemente di perdite distribuite dato che la caduta di pressione è distribuita uniformemente su tutta la linea; la pressione ha quindi sulla linea un *andamento lineare*:

$$p = p_1 - \lambda \frac{x}{D} \frac{1}{2} \rho v^2$$

In realtà le perdite di carico così determinate avvengono quando il moto nella tubazione è a regime; se consideriamo l'inizio del tubo si ha una zona di una certa lunghezza nella quale la velocità passa da una distribuzione iniziale nella sezione alla distribuzione tipica del moto laminare o turbolento che si ha poi nell'intero tubo; per tubazioni di una certa lunghezza questo fenomeno non porta a differenze significative, ma per tubazioni corte questo può non essere più vero.

3.11 Componenti discreti

Le perdite di carico sono dovute agli effetti viscosi causati da differenze di velocità nei vari punti nel fluido; questo avviene tutte le volte che il fluido trova nel suo cammino un ostacolo di natura qualsiasi o comunque la geometria del condotto porta a variazioni del vettore velocità (fig. 3.9).
Nell'idraulica classica, dove le tubazioni hanno una lunghezza molto elevata, queste perdite possono essere di entità molto minore rispetto a quelle nelle tubazioni, tanto che nella letteratura anglosassone vengono definite *perdite minori*; negli impianti di nostro interesse le tubazioni sono invece relativamente corte ed esistono molti componenti in grado di causare perdite di valore significativo. Verranno genericamente indicate come *perdite concentrate*.

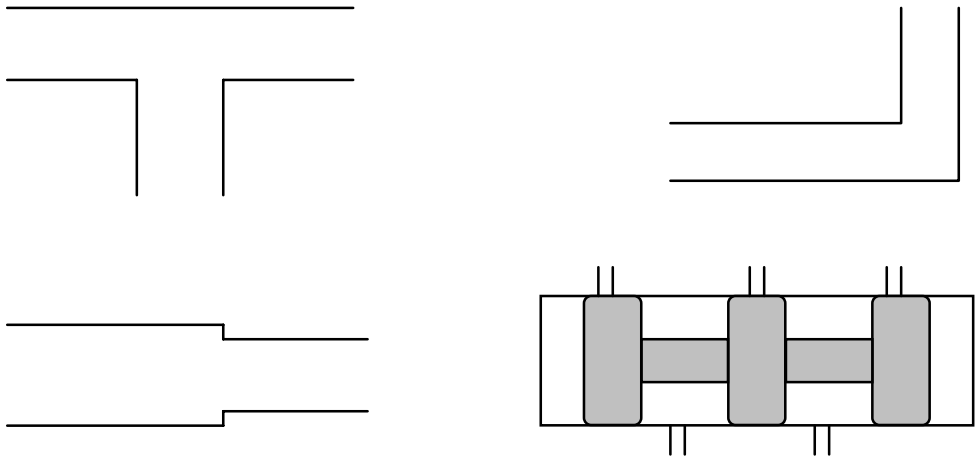


Fig. 3.9 - Cause di perdite di carico concentrate

Anche in questo caso le perdite possono essere espresse come funzione di un'energia cinetica:

$$p_2 = p_1 - \alpha \frac{1}{2} \rho v^2$$

o:

$$p_2 = p_1 - KQ^2$$

e stabiliscono quindi un legame fra la portata che attraversa il componente e la pressione alle estremità di esso (ovviamente nell'ipotesi che nel componente non vi sia scambio di lavoro con l'esterno).
I coefficienti necessari per il calcolo delle perdite di carico concentrate sono ovviamente funzione della geometria del componente, ma anche di un numero di Reynolds di riferimento.
La letteratura specializzata riporta i coefficienti per gomiti, sbocchi, divergenti, convergenti, raccordi, valvole, ecc.

3.12 Analogia elettrica

Può essere conveniente esprimere le perdite di carico in funzione della portata, sostituendo al termine di velocità il corrispondente rapporto tra portata ed area del condotto:

$$p_1 - p_2 = \Delta p = \lambda \frac{L}{D} \frac{1}{2} \rho v^2 = \lambda \frac{L}{D} \frac{1}{2} \rho \left(\frac{Q}{\frac{\pi}{4} D^2} \right)^2 = \lambda \frac{8L}{\pi^2 D^5} \rho Q^2 = KQ^2$$

Questa espressione definisce il legame fra pressione e portata, le due grandezze caratteristiche della potenza idraulica. La relazione è in analogia con l'*equazione di Ohm* utilizzata nel campo elettrico, con però la complicazione che il legame pressione - portata è quadratico anziché lineare. L'analogia può però essere applicata e le regole utilizzate per il collegamento in serie o in parallelo restano analoghe considerando il coefficiente K come una resistenza.
Nel *collegamento in serie*, essendo uguali le portate nelle due tubazioni, si ha (fig. 3.10):

$$\begin{aligned} p_1 - p_M &= K_1 Q^2 \\ p_M - p_2 &= K_2 Q^2 \\ p_1 - p_2 &= (K_1 + K_2) Q^2 \end{aligned}$$

Nel *collegamento in parallelo*, essendo uguali le pressioni alle due estremità, si ha (fig. 3.10):

$$p_1 - p_2 = K_1 Q_1^2$$

$$p_1 - p_2 = K_2 Q_2^2$$

$$Q = Q_1 + Q_2 = \sqrt{\frac{p_1 - p_2}{K_1}} + \sqrt{\frac{p_1 - p_2}{K_2}} = \left(\sqrt{\frac{1}{K_1}} + \sqrt{\frac{1}{K_2}} \right) \sqrt{p_1 - p_2}$$

$$p_1 - p_2 = KQ^2$$

$$K = \left(\frac{1}{\sqrt{\frac{1}{K_1}} + \sqrt{\frac{1}{K_2}}} \right)^2$$

relazione che ricorda quella delle resistenze in parallelo, con la differenza che il legame è quadratico anziché lineare.

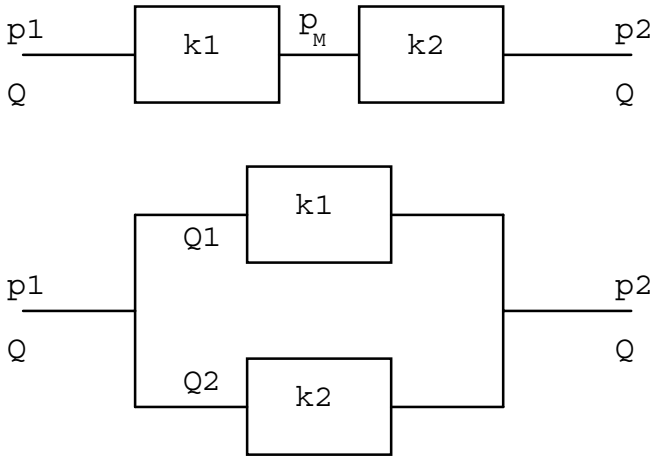


Fig. 3.10 - Linee in serie e in parallelo

Bibliografia

G.Rigamonti, *Oleodinamica e Pneumatica*, Hoepli, 1987.
R.W.Jeppson, *Analysis of Flows in Pipe Networks*, Ann Arbor Science Publishers, 1976.

4. IMPIANTO IDRAULICO

4.1 Introduzione

L'impianto idraulico è un impianto che consente la distribuzione di energia ed il suo controllo attraverso un fluido incomprimibile. Nell'impianto è necessaria una *sezione di trasformazione di energia meccanica in energia idraulica*, una *rete di trasporto* dotata degli opportuni organi di *controllo* e *regolazione,* ed *utilizzatori* che ritrasformano l'energia idraulica in energia meccanica.
Per il trasporto dell'energia è necessario un *fluido incomprimibile* e quindi un fluido allo stato liquido nelle condizioni di esercizio dell'impianto. Le caratteristiche fondamentali che rendono conveniente l'impiego del trasporto dell'energia attraverso un fluido sono:

- basso peso per unità di potenza installata
- alto rendimento della trasmissione
- grande flessibilità nell'installazione
- capacità di sostenere sovraccarichi senza danni
- alta affidabilità
- scarsa esigenza di manutenzione ordinaria
- bassa inerzia del sistema e quindi relativamente alta risposta in frequenza
- facilità di controllo

gli aspetti negativi sono :

- possibilità di perdita dell'intero impianto per rottura di singoli componenti
- difficoltà di sincronizzazione di più attuatori
- i fluidi con caratteristiche migliori per l'impiego non sono totalmente resistenti al fuoco.

4.2 Generalità sugli impianti idraulici

Un sistema idraulico è costituito da una gruppo di *generazione* di pressione e portata, una rete di *distribuzione e collegamento*, le *utenze* ed alcuni organi *accessori*. A bordo dei velivoli in genere l'impianto idraulico comprende più circuiti indipendenti.

Generazione
La generazione di pressione e portata viene svolta dalle *pompe*. Ogni circuito indipendente di bordo è alimentato da una o più pompe. Esse possono essere azionate dai propulsori (attraverso dei riduttori), da motori elettrici dedicati, da turbine ad aria compressa, da elichette poste al vento relativo, oppure manualmente dall'equipaggio di bordo.

Distribuzione e collegamento
La rete di distribuzione e collegamento è costituita da *tubazioni*, *raccordi* e *valvole* dei vari tipi.

Utenze

Le utenze sono rappresentate dagli *attuatori*, dispositivi che trasformano l'energia idraulica in meccanica. Gli attuatori lineari si chiamano *martinetti*, quelli rotativi *motori idraulici*, a cui sono meccanicamente collegati i sistemi da azionare, come per esempio:

- ipersostentatori di bordo d'uscita e d'attacco;
- aerofreni;
- freni;
- equilibratori;
- alettoni;
- timoni;
- sterzo ruotino;
- inversori di spinta;
- portello vano e carrello d'atterraggio;
- portelloni di ingresso.

Accessori
Elementi accessori sono:

- accumulatori;
- filtri;
- guarnizioni;
- serbatoi;
- scambiatori di calore.

Di solito è importante che parte dell'impianto funzioni con velivolo a terra e motori spenti (al limite con la APU in funzione), per le prove funzionali di alcune utenze, le operazioni di carico e traino, ecc. Non tutte le utenze inoltre sono suddivise nei diversi circuiti indipendenti, ma le più importanti possono essere pilotate in parallelo da più circuiti. Per esempio il Boeing 747 ha l'impianto formato da 4 circuiti completamente indipendenti, ognuno dei quali potenziato da una pompa azionata da uno dei 4 motori e, in alternativa, da una pompa azionata da una turbinetta ad aria compressa. Le 4 turbinette sono alimentate dall'impianto pneumatico con aria spillata dai compressori dei propulsori o dell'APU. Ogni utenza è alimentabile da almeno 2 circuiti indipendenti.
Raramente (ATR42) esiste la possibilità di alimentazione incrociata dei diversi circuiti, nel caso il gruppo di generazione di uno di essi vada in avaria. In alcuni casi (MD80) è invece possibile che un circuito ne metta in pressione un altro che abbia la generazione in avaria, tramite un gruppo reversibile motore idraulico - pompa, quindi senza mescolamento dei fluidi dei 2 circuiti.
In genere un impianto idraulico di impiego aerospaziale viene realizzato a *pressione costante*; questa filosofia permette anzitutto l'attivazione in parallelo di un numero qualsiasi di utenze (ammesso che le pompe siano in grado di fornire le portate richieste) senza che interferiscano tra loro; inoltre si possono dimensionare le varie utenze su un valore ben preciso di pressione. Un parametro caratteristico da fissare nel progetto di un impianto idraulico è quindi la pressione di alimentazione. Al fine di ridurre le dimensioni e quindi i pesi di tutti i componenti, è opportuno avere un valore il più grande possibile per la pressione; questo ovviamente comporta anche il vantaggio di dover elaborare basse portate. Naturalmente esistono dei limiti al valore di pressione utilizzabile, dovuti a problemi di:

- comprimibilità;

- tenute delle guarnizioni;
- dimensioni troppo piccole di alcuni componenti.

Le pressioni più comunemente impiegate negli impianti idraulici sono di *21 MPa* (3000 psi, 210 kg/cm^2), ma per esempio il Tornado ed il Concord hanno l'impianto a 28 MPa, il Cessna Citation a 10.5 MPa. Sono comunque allo studio impianti lavoranti a pressioni decisamente superiori specialmente per impiego in campo spaziale.
Si tenga presente che un impianto nominale a 21 MPa viene collaudato a scoppio a 84 MPa.

4.3 Pompe idrauliche

Esistono due principali categorie di pompe idrauliche:

- pompe volumetriche;
- pompe fluidodinamiche.

Le prime, impiegate negli impianti idraulici aerospaziali, sono anche dette *a spostamento*, poiché sono in grado di spostare un volume di fluido quasi indipendentemente dalla pressione a valle. Tipico esempio ne è la pompa a pistone.
Le seconde, impiegate negli impianti di alimentazione combustibile, accelerano il fluido, affinché poi si possa ricavarne energia di pressione rallentandolo. Tipico esempio ne è la pompa centrifuga.
In entrambi i casi la potenza idraulica fornita è pari alla portata erogata per il salto di pressione imposto al fluido:

$$W = Q\,\Delta p$$

la coppia teorica è data da:

$$C_T = \frac{Q \cdot \Delta p}{\omega}$$

dove ω è la velocità angolare dell'asse, mentre la coppia reale dovrà comprendere un rendimento globale della pompa:

$$C_R = \frac{Q \cdot \Delta p}{\eta_G \cdot \omega}$$

in cui η_G è il prodotto di due rendimenti:

η_V	volumetrico
η_M	meccanico

il primo dovuto ad una perdita di portata dalle tenute ed il secondo ai cinematismi. Generalmente il costruttore riporta il rendimento globale.
Pompa a pistoni assiali

Il caso più semplice di pompa a pistoni è quella a pistone singolo (fig. 4.1). Il movimento del pistone, in genere realizzato manualmente o con un sistema a biella e manovella, spinge il fluido verso il condotto di mandata ottenendo così una certa portata; sarà poi la presenza di un carico su un'utenza a creare una certa pressione.
In una pompa volumetrica, la portata è data da:

$$Q = \eta_V v(t) A$$

dove v(t) è la velocità del pistone e A la sua sezione. Il rendimento volumetrico, nel caso di fluidi incomprimibili, è dovuto essenzialmente a difetti di tenute che portano a trafilamenti (del resto necessari per lubrificazione) fra cilindro e pistone.
Per avere una portata costante con una pompa del genere, occorrerebbe una velocità costante per una corsa infinita del pistone. Non essendo questo realizzabile si deve ricorrere ad un moto alternato del pistone, di solito ottenibile da un motore con un collegamento del tipo biella - manovella; in tal caso la velocità v(t) ha andamento sinusoidale, e così la portata. E' chiaro che all'imbocco ed all'uscita del pistone ci dovranno essere delle valvole che impediscano l'inversione del flusso (*valvole di non ritorno*), e quindi la portata avrà l'andamento nel tempo rappresentato nel diagramma di fig. 4.2, o dall'espressione:

$$Q = \eta_V \overline{Q} sin(\omega t) \qquad \text{per sin} > 0$$
$$Q = 0 \qquad \text{per sin} < 0$$

Per ottenere una certa uniformità del flusso occorre utilizzare diversi cilindri sfasati tra loro, ottenendo così una portata (fig. 4.2):

$$Q = \eta_V \overline{Q} \sum_{1}^{N} sin(\omega t + \varphi_i)$$

dove φ_i è lo sfasamento dell'i-esimo pistone, N il numero totale dei pistoni ed il singolo contributo alla portata è considerato solo per i valori positivi del seno.
In pratica il numero di cilindri utilizzati è nella maggioranza dei casi 7 o 9, numero che comporta una sufficiente uniformità del flusso con un numero abbastanza limitato di cilindri. (E' da notare che un numero di cilindri dispari comporta una maggiore uniformità rispetto ad un numero di cilindri pari anche maggiore).

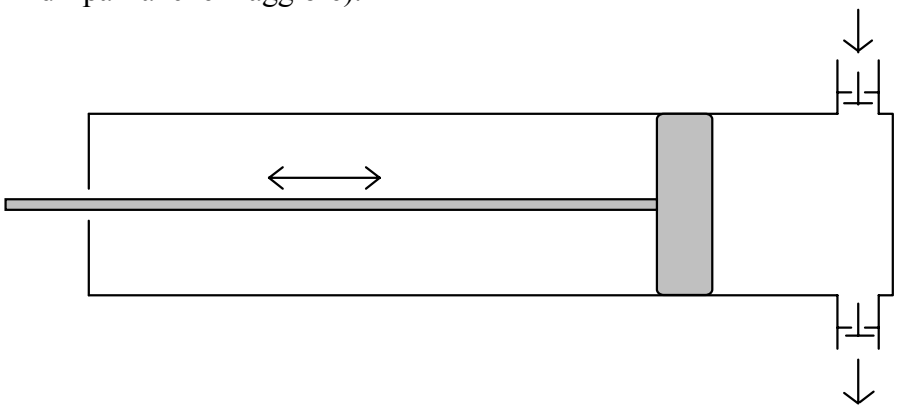
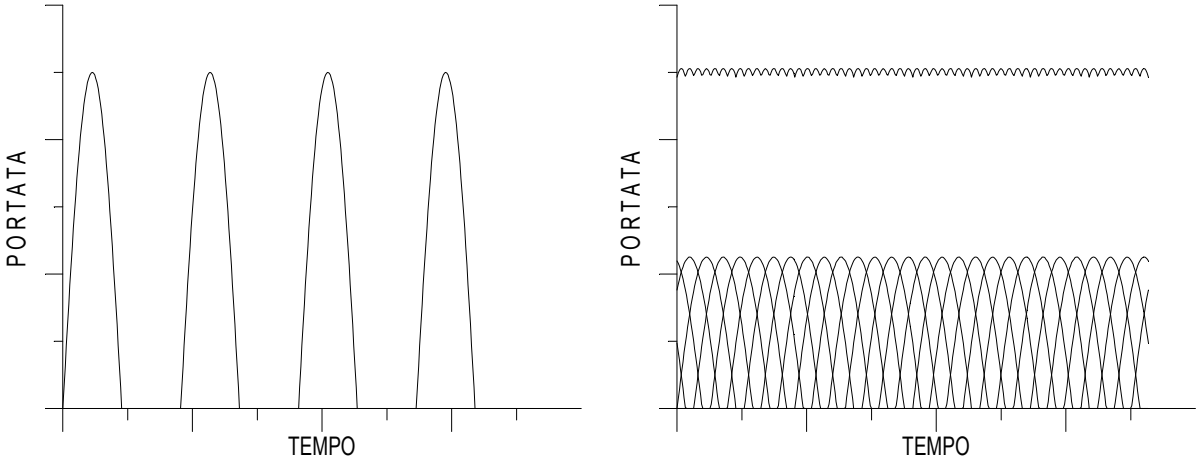


Fig. 4.1 - Pompa a pistone singolo



1 Pistone 7 Pistoni

Fig. 4.2 - Pompa a pistoni: andamento della portata

Un tipico esempio di questa pompa è rappresentato in fig. 4.3. Si tratta di una pompa a pistoncini assiali con piattello inclinabile e tamburo rotante. Il fatto che il tamburo sia rotante permette di utilizzare un collettore fisso dotato di una piastra sulla quale sono ricavate due asole ad asse circolare, una di mandata ed una di aspirazione. Nel disegno in esame il piattello è pure rotante attorno al proprio asse di simmetria, inclinato però rispetto all'asse di rotazione del tamburo. La corsa del singolo pistoncino, e quindi la portata dell'intera pompa, è direttamente legata all'angolo tra i due assi. In altri casi il piattello non è rotante, e allora i pistoncini sono collegati ad esso da pattini.

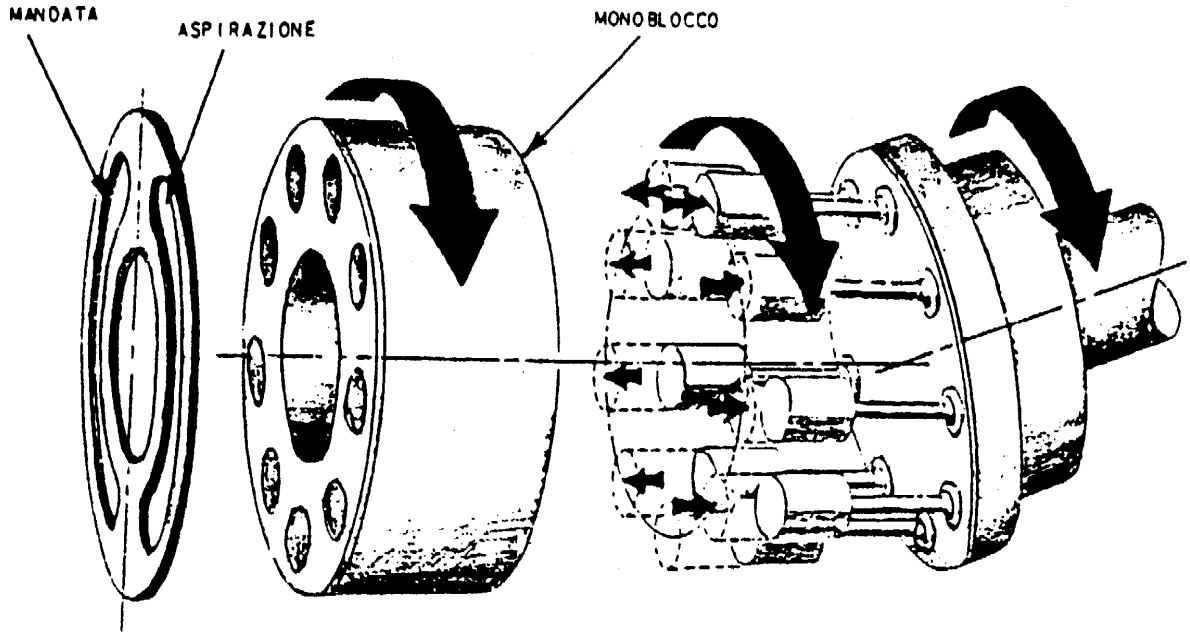


Fig. 4.3 - Pompa a pistoni assiali

Si ha in genere trafilamento di olio tra il tamburo e la piastra del collettore, tra pistoni e cilindri e spesso si genera una lubrificazione forzata ai pattini del piattello. Questi trafilamenti,

tutt'altro che indesiderati, causano una perdita di portata dipendente dalla pressione a valle, ossia una riduzione del rendimento volumetrico.
In pratica la portata di una pompa volumetrica viene espressa con:

$$Q = \eta_V n V$$

dove n è il numero di giri nell'unità di tempo della pompa e V la sua cilindrata complessiva.
La curva caratteristica tipica di una pompa volumetrica ideale mostra una portata costante se è fissata la cilindrata della pompa ed il numero di giri; in realtà il rendimento volumetrico cala al crescere della pressione, come precedentemente visto, e si ha quindi una leggera diminuzione della portata al crescere della pressione (fig. 4.4).

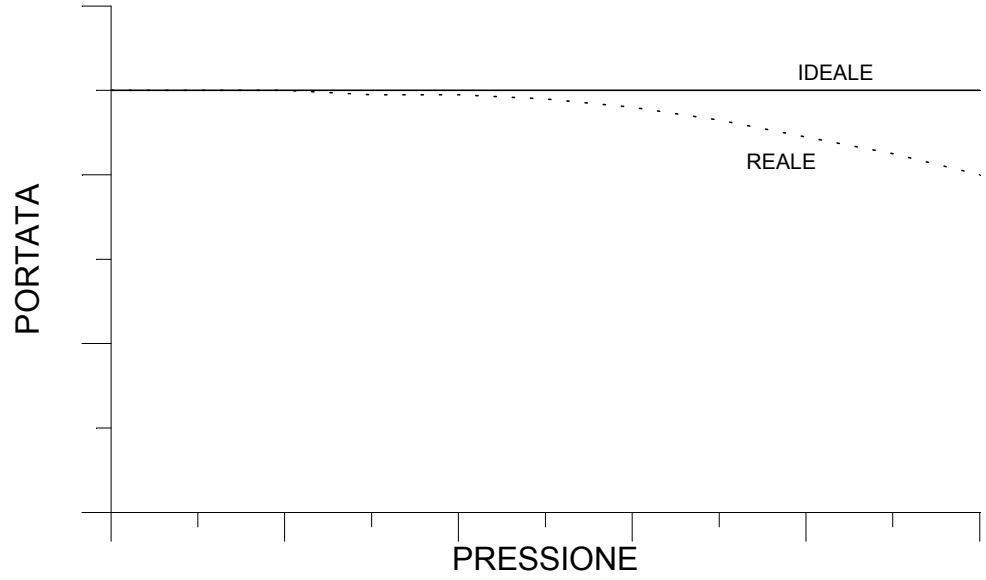


Fig. 4.4 - Portata ideale e portata reale delle pompe volumetriche

Attualmente possono essere realizzate pompe a pistoncini del peso di qualche kg in grado di fornire pressioni molto elevate (anche 50 MPa) con cilindrate piccolissime, girando a 20000-30000 rpm. A bordo dei velivoli si usano comunemente pompe a 21 MPa, portata di qualche decina di litri al minuto, con potenze che raggiungono facilmente i 10 kW a qualche migliaio di rpm.

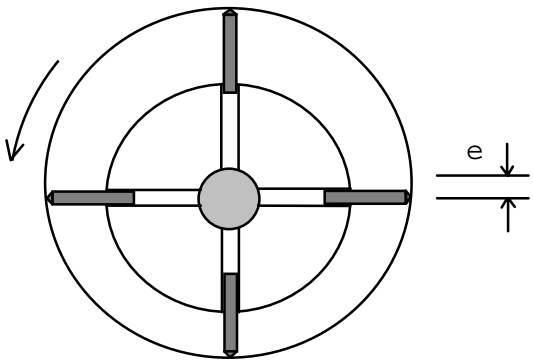


Fig. 4.5 - Pompa a pistoni radiali

Pompa a pistoni radiali

E' poco usata in campo aerospaziale, perché più complessa e meno versatile della precedente. Un esempio è riportato in fig. 4.5. La camma esterna ruota eccentricamente rispetto al gruppo portapistoni, costringendo questi al moto alternato di aspirazione e mandata. Si può ottenere una portata variabile cambiando l'eccentricità, ma non è semplice.

Pompa ad ingranaggi

E' costituita da una camera in cui ingranano due ruote dentate controrotanti (fig. 4.6).
Il liquido viene aspirato nei vani che si creano tra i denti della singola ruota e la parete della cassa; quando arriva nella zona di mandata, i denti ingranano tra loro ed il liquido fuoriesce dai vani.
Si tratta di sistemi semplici, robusti e resistenti all'usura, ma piuttosto ingombranti, in grado di fornire pressioni più basse (20-25 MPa) di quelle fornite dalle pompe a pistoni, per problemi di tenuta ai fianchi delle ruote e nella zona di ingranamento; non si prestano a realizzare portate variabili.

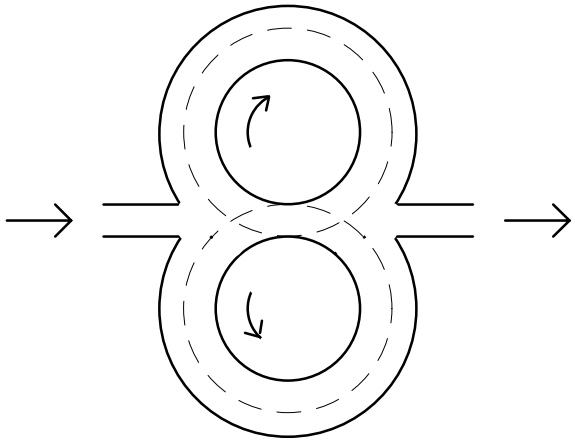


Fig. 4.6 - Pompa ad ingranaggi

Pompa a palette ad eccentrico

Questo tipo è rappresentato in fig. 4.7. E' realizzata facendo ruotare un rotore portapalette in modo eccentrico dentro ad una cavità; le palette possono scorrere radialmente e così si ottengono le camere a volume variabile per l'aspirazione e la mandata del fluido.

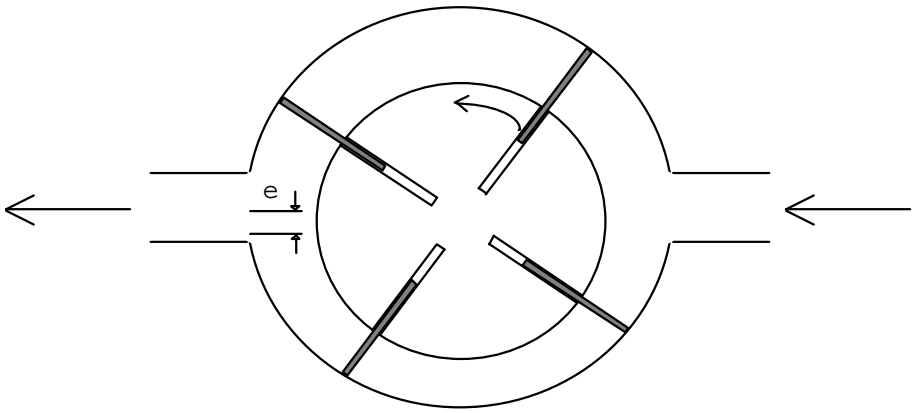


Fig. 4.7 - Pompa a palette ad eccentrico

Un problema comune per questi dispositivi è la tenuta sui fianchi e l'usura delle palette. Queste sono spinte contro la superficie esterna dalla forza centrifuga, che quindi aumenta all'aumentare della velocità angolare. Sono macchine di minore pressione di esercizio (10-20 MPa) rispetto alle pompe a pistoni, più ingombranti e più soggette ad usura, ma richiedono gradi di filtrazione meno spinti. E' possibile variare la cilindrata variando l'eccentricità.

4.4 Organi di regolazione

Dato che gli impianti aerospaziali debbono essere a pressione costante, sono indispensabili degli organi di regolazione che adeguino la portata al valore richiesto dalle utenze. Se ciò non si verifica la pressione nell'impianto varia secondo l'equazione di comprimibilità del liquido, ovvero con gradienti molto elevati.
I sistemi di regolazione possono essere fondamentalmente di due tipi: si mantiene costante la portata della pompa e si aggiunge a valle una valvola di regolazione in modo che l'eccesso di portata venga spillato e riportato nel serbatoio dell'olio; si introducono degli organi di regolazione che alterino il numero di giri o la cilindrata della pompa in modo da avere la sola portata necessaria all'impianto. Questa seconda tecnica richiede macchine più complesse, ma è ovviamente molto più efficiente.

Regolazione tramite valvola
Questo tipo di regolazione è indipendente dal tipo di pompa utilizzata, poiché agisce direttamente sul fluido a valle della generazione, senza retroazione. E' possibile realizzare impianti a pressione o a portata costante, sebbene il primo caso è quello più interessante per applicazioni aerospaziali. Entrambe le soluzioni sono rappresentate in fig. 4.8.
Nel caso di *pressione costante* si deriva a valle della pompa una *valvola regolatrice di pressione*, ossia una valvola a cursore normalmente aperta che, a seconda del valore di pressione dell'impianto, cambia l'apertura dell'orifizio di scarico. Tarando opportunamente la molla, in genere attraverso una manopola, è possibile regolare la valvola su diversi valori di pressione. Il cursore trova infatti una posizione di equilibrio legata alla pressione pilota ed alla reazione della molla, dopo un breve transitorio. Le possibili oscillazioni del cursore sono evitate dalle perdite di carico distribuite lungo il condotto della pressione pilota, o eventualmente aggiungendo una perdita concentrata.

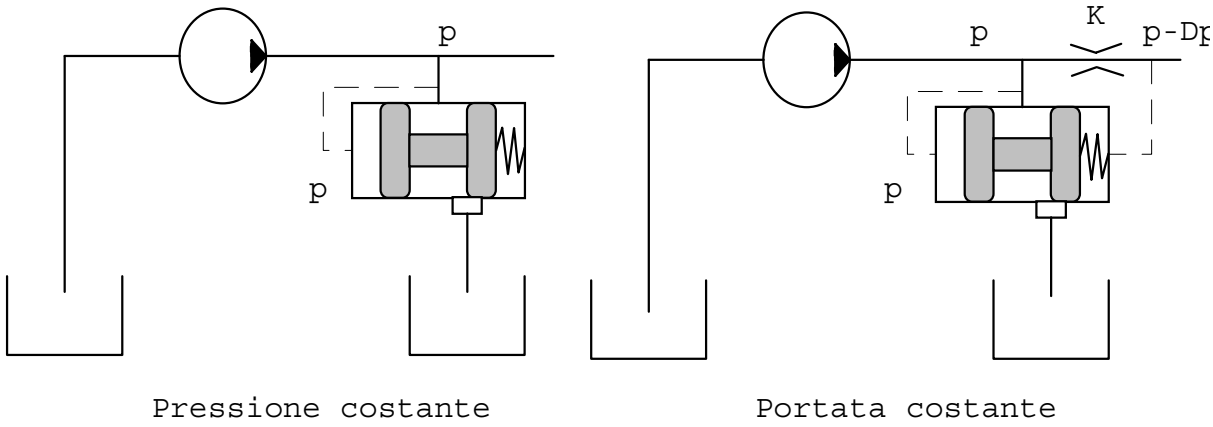


Fig. 4.8 - Regolazione tramite valvole

Nel caso di *portata costante* il principio è analogo al precedente, ma è necessario trasformare il segnale di portata in un segnale di pressione, portando alle due estremità del cursore due pressioni pilota a monte e a valle di una strozzatura sulla linea principale (*valvola regolatrice di portata*). In tal caso il cursore cerca una posizione di equilibrio legata alla differenza di pressione, ovvero al quadrato della portata, ed alla reazione della molla.

Regolazione tramite retroazione sulla pompa

Come osservato in precedenza, le pompe a pistoncini consentono di avere le pressioni più alte ed è possibile realizzarle a cilindrata variabile, e quindi con portata variabile. Se la variazione di portata è controllata da una misura della pressione è così possibile far funzionare la pompa a pressione o a portata costante. Lo schema per realizzare questo tipo di funzionamento è riportato in fig. 4.9.

Nel caso di *pressione costante*, a valle della pompa si deriva una linea che porta la pressione pilota ad un piccolo cilindro con pistone mobile; il pistone trova l'equilibrio in funzione della reazione della molla e della pressione dell'impianto; al pistone è collegato il piattello della pompa, che verrà inclinato di modo che la pompa realizzi la portata, e quindi la pressione, richiesta.

Nel caso di *portata costante*, il trucco è analogo al caso di valvola regolatrice di portata, ovvero il segnale di portata viene trasformato in un segnale di pressione tramite una perdita di carico concentrata; la posizione di equilibrio del pistone è allora funzione, oltre che della reazione della molla, di una differenza di pressioni pilota proporzionale al quadrato della portata sulla linea principale.

E' evidente che il metodo retroazionato è più efficiente, sebbene più costoso. Infatti il primo metodo comporta uno spreco di portata e quindi di potenza, poiché la pompa deve sempre funzionare al massimo della portata che può essere richiesta dalle utenze, mentre il secondo adatta la portata erogata alla richiesta. D'altro canto il primo sistema è più pronto nella risposta, ovvero ha transitori più brevi quando attaccano o staccano le varie utenze, poiché le inerzie in gioco sono minori.

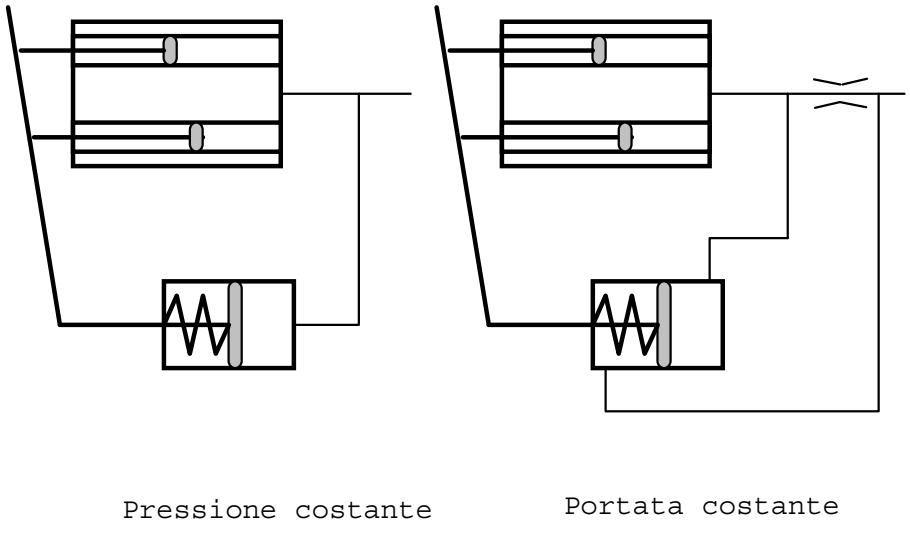


Fig. 4.9 - Regolazione tramite retroazione

Come già detto in precedenza, a bordo dei velivoli si trovano impianti a pressione costante. Questo significa che vi saranno dispositivi come quelli sopra citati, che varieranno la cilin-

drata o la portata erogata dalle pompe a seconda della richiesta delle utenze e della velocità angolare dei propulsori, di modo da mantenere sempre una pressione costante.

4.5 Valvole

Le valvole hanno la funzione fondamentale di controllare il circuito e permettere l'introduzione dei comandi dei vari attuatori.
Le valvole principali sono:

- distributrici di comando;
- di non ritorno
- di sicurezza
- di sequenza
- riduttrici di pressione
- regolatrici di pressione
- a spola
- di esclusione

Delle valvole regolatrici di pressione si è già parlato in precedenza.

Valvola distributrice di comando
La valvola distributrice ha un comando imposto dall'esterno, e in base ad esso collega in vari modi le diverse tubazioni che arrivano alla valvola stessa.
Essa è caratterizzata dal numero di vie (tubazioni che ad essa arrivano) e dal numero di posizioni. In fig. 4.10 è mostrata una valvola del tipo assiale a cassetto a 4 vie e 3 posizioni ed un distributore di tipo rotativo a 4 vie e 3 posizioni, con lo schema idraulico corrispondente,.
Il tipo di comando può essere manuale, idraulico, pneumatico o elettromagnetico (elettrovalvole). In special modo nel caso della valvola a cassetto è semplice collegare le estremità del cursore con un sistema meccanico, con una tubazione idraulica o pneumatica, oppure con un sistema a solenoide.

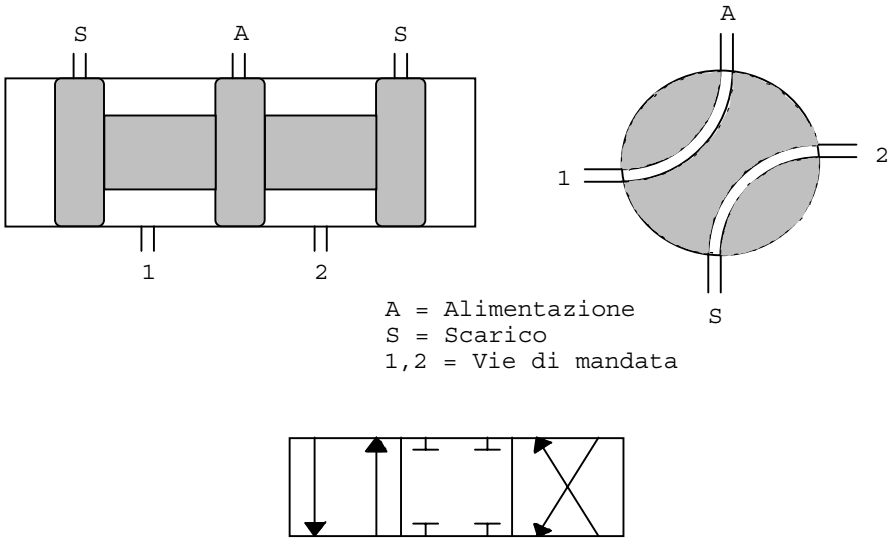


Fig. 4.10 - Valvola distributrice

Valvola di non ritorno

La valvola di non ritorno consente il flusso in un solo senso ed è quindi utilizzata per intercettare flussi di olio in direzioni non desiderate.

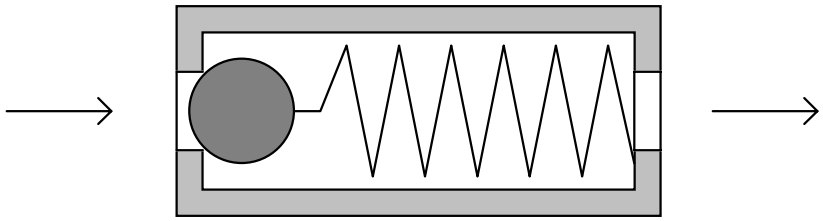


Fig. 4.11 - Valvola di non ritorno

E' sostanzialmente costituita da un cursore tenuto in sede da una molla a bassa rigidezza (fig. 4.11). Esistono valvole di non ritorno disattivabili mediante applicazione di una pressione pilota che sposta il cursore dalla posizione di chiuso.

Valvola di sicurezza

La valvola di sicurezza interviene automaticamente per proteggere l'impianto da sovrapressioni dell'olio. Alcuni tipi di questa valvola sono grosso modo simili a quelle di non ritorno, ma ovviamente non sono poste in linea sull'impianto, bensì derivate di modo che scarichino nel serbatoio la portata in eccesso, determinando la riduzione della pressione. Vengono tarate su valori del 20-40% superiori a quelli di funzionamento nominale dell'impianto, ma ancora inferiori a quelli limite.

Un rischio di questo tipo di valvole è l'oscillazione che può essere innescata dalle fluttuazioni di pressione una volta che inizia a scaricare: al crescere della pressione dell'impianto, ad un certo punto il cursore inizia a spostarsi; questo porta ad un aumento della forza di contrasto della molla ed un calo della pressione, in parte dovuto al rilassamento dell'impianto ed in parte dovuto al fatto che il fluido, accelerando, perde pressione per il principio di conservazione dell'energia; il cursore tende quindi a richiudersi immediatamente ed il ciclo si ripete. Per evitare le oscillazioni queste valvole vengono in genere realizzate secondo lo schema a sinistra in fig. 4.12, mentre il disegno a destra rappresenta il principio di funzionamento.

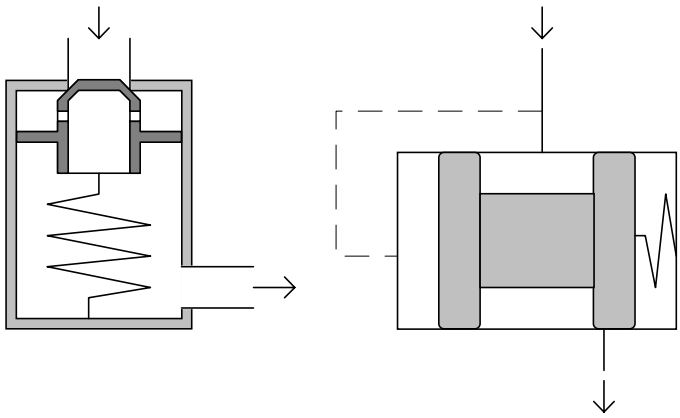


Fig. 4.12 - Valvola di sicurezza

Valvola di sequenza

Viene impiegata per comandare la sequenza di due o più manovre; per esempio l'estrazione carrello, che deve avvenire dopo l'apertura del portello. E' attivata idraulicamente ed è analo-

ga alla valvola di sicurezza a cassetto, ma invece di scaricare in serbatoio alimenta un'altra manovra (fig. 4.13).

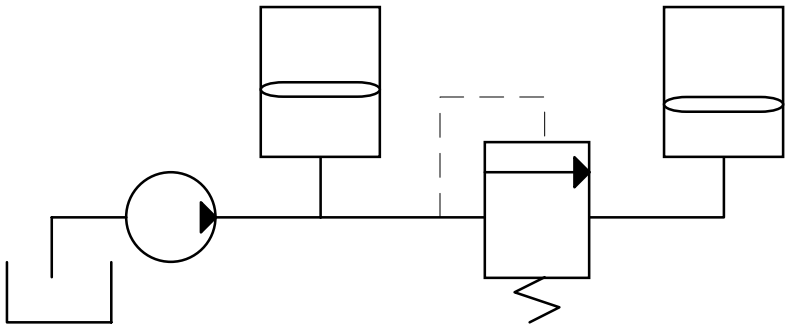


Fig. 4.13 - Valvola di sequenza

Nello schema in figura si intuisce che, quando il primo martinetto raggiunge il finecorsa superiore, la pressione nell'impianto tende ad aumentare, pilotando l'apertura della valvola di sequenza per l'alimentazione del secondo martinetto.

Valvola riduttrice di pressione

Questa viene utilizzata per eventuali utenze che richiedono pressioni minori di quella nominale dell'impianto. Il cursore (fig. 4.14), contrastato dalla solita molla regolabile, sente come pressione pilota quella dell'utenza a pressione minore, e trova una posizione di equilibrio che strozza più o meno l'alimentazione a tale utenza.

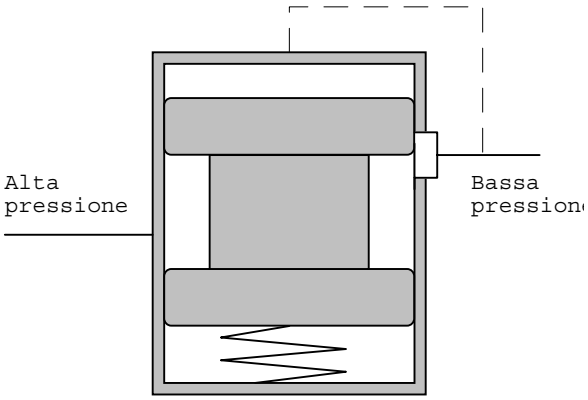


Fig. 4.14 - Valvola riduttrice di pressione

Valvola a spola o a navetta

Viene installata a monte di utenze che possono essere alimentate da due diversi circuiti idraulici, tipicamente quello di servizio e quello di emergenza. Come evidente dallo schema di fig. 4.15, il cursore di questa valvola sente qual è l'impianto in pressione, permettendogli di alimentare l'utenza senza scaricare nell'altro impianto. Un compito analogo viene assolto da una coppia di valvole di non ritorno.

Valvola di esclusione

Si tratta di una valvola a saracinesca o a sfera, azionata da un motore elettrico o tramite cavi, che chiude l'ingresso alla pompa idraulica. E' un dispositivo di emergenza, che viene usato in caso di incendio per ridurre la quantità di olio in circolazione.

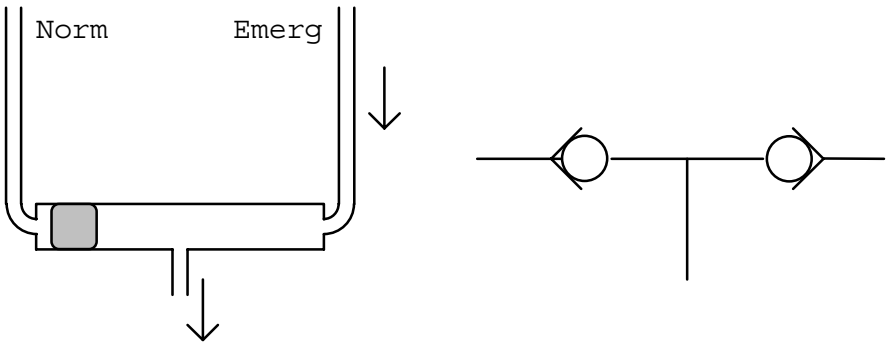


Fig. 4.15 - Valvola a spola

4.6 Servovalvole

Sono delle *valvole proporzionali*, ossia in grado di variare in modo continuo pressioni o portate, proporzionalmente ad un segnale di ingresso. Si tratta in genere di sistemi a due stadi, uno a bassa potenza che genera una differenza di pressione in grado di pilotare una valvola principale di alta potenza. Lo schema di fig. 4.16 rappresenta un esempio semplice della *valvola pilota* di bassa potenza, con riportato il circuito idraulico equivalente. Si tratta di una *valvola a doppio ugello con otturatore mobile*. I due ugelli sono alimentati con pressioni uguali p_S, ma l'otturatore può spostarsi verso uno dei due ostacolandone l'uscita del flusso e quindi variando i valori delle pressioni p_A e p_B.
Tenendo presente che i punti A e B non spillano portata, si ha:

$$p_S - p_0 = [K_1 + \alpha K_2]Q^2{}_A = [K_1 + (1-\alpha)K_2]Q^2{}_B$$

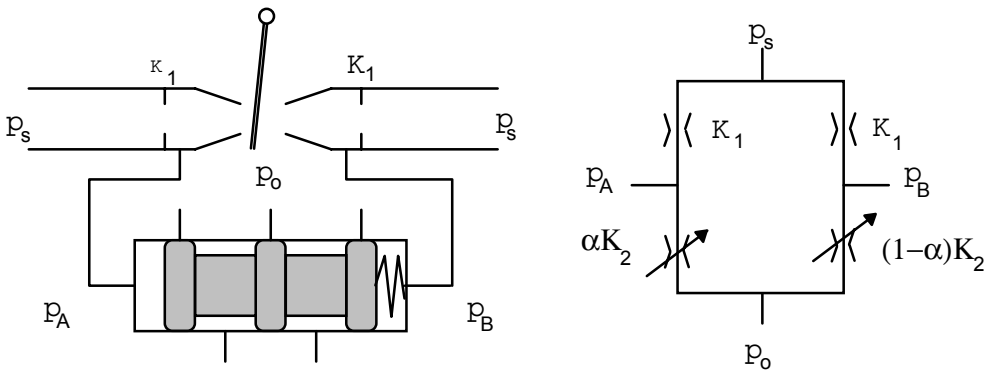


Fig. 4.16 - Valvola a doppio ugello con otturatore mobile

dove Q_A e Q_B sono le portate nei due rami e α un parametro adimensionale che assume valori vicini allo 0.5 in funzione del livello di otturazione dell'ugello; svolgendo qualche conto si ottiene:

$$p_A = \frac{\alpha K_2 p_S + K_1 p_0}{K_1 + \alpha K_2}$$

$$p_B = \frac{(1-\alpha)K_2 p_S + K_1 p_0}{K_1 + (1-\alpha)K_2}$$

che sono uguali per $\alpha = 0.5$ (otturatore in mezzo tra i due ugelli).
L'otturatore è azionato da un segnale di ingresso, tipicamente un segnale elettrico tradotto in spostamento attraverso un solenoide. In tal modo si ottengono in uscita le due pressioni generalmente differenti, che possono alimentare una valvola a cassetto. Spesso viene introdotto anche un circuito di controreazione, che prevede l'invio all'ingresso della valvola pilota di un segnale proporzionale all'uscita della valvola principale, segnale che viene confrontato con quello dell'organo di comando al fine di ottenere l'uscita desiderata (fig. 4.17).
Comunemente col nome di servovalvola si indica tutto il gruppo costituito da organo di comando, valvola pilota, valvola principale e circuito di retroazione. La valvola pilota viene di solito miniaturizzata, ed il complesso diventa un sistema leggero e poco ingombrante. Il vantaggio notevole di questo sistema è anzitutto il fatto che, essendo a due stadi, necessita di un segnale di ingresso di bassa potenza.

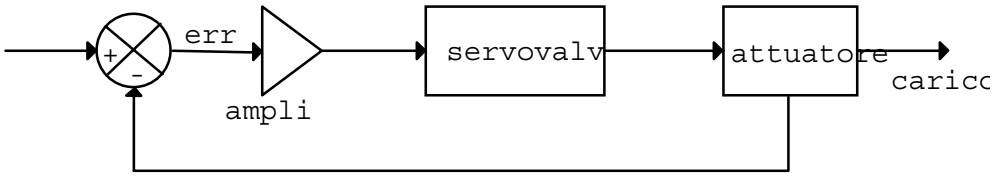


Fig. 4.17 - Schema di funzionamento servovalvola

4.7 Martinetti

I martinetti, o *cilindri idraulici*, sono il motore più semplice ad un solo corpo attuatore. Funzionalmente possono essere a *semplice* o *doppio effetto*, a seconda che il fluido di alimentazione provveda allo spostamento in un solo senso o in entrambi, e a singolo o doppio stelo.
Lo stelo può essere semplice o passante. L'ancoraggio può essere sullo stelo o sul corpo cilindrico.
Un tipo particolare è il martinetto *telescopico* (fig. 4.18), che permette di ottenere elevate corse con minimi ingombri.
I martinetti permettono con grande facilità di realizzare comandi rettilinei con qualsiasi legge di moto, senza ricorrere a complicati cinematismi. Va tenuto presente però che essi sono in grado di sostenere solo carichi assiali.

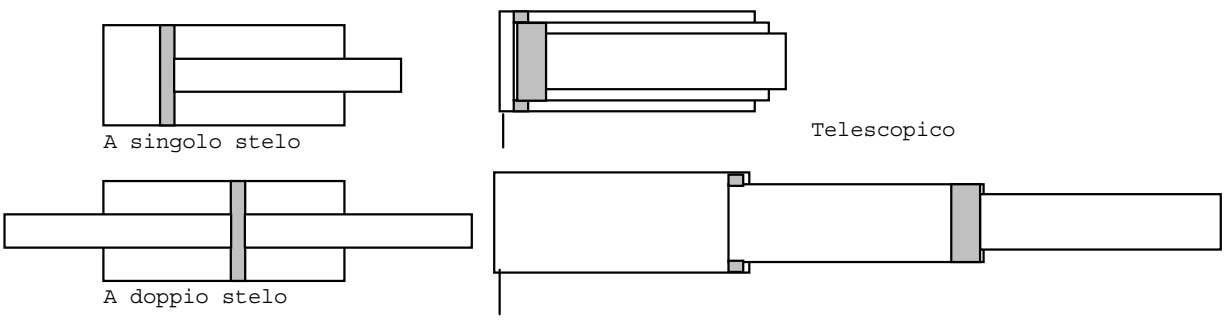


Fig. 4.18 Martinetto a semplice stelo, a doppio stelo, telescopico

4.8 Motori

In sostanza sono delle pompe fatte funzionare al contrario, ossia è fornita loro una portata che viene tradotta in movimento rotatorio di un albero. In base alla velocità di rotazione, si suddividono in *motori lenti* (30-300 rpm) e *veloci* (300-3000 rpm). Esistono motori *a pistoni radiali* o *assiali*, motori *semirotativi* (la pressione aziona un piccolo pistone che ingrana su una ruota dentata, ottenendo così brevi escursioni ma coppie elevate), motori *a palette* e *ad ingranaggi*. In campo aerospaziale si usano per lo più i motori idraulici a pistoncini e ad ingranaggi. Il metodo di calcolo è analogo a quello visto per le pompe, con la differenza che i rendimenti sono scambiati di membro.

4.9 Accumulatori

Gli accumulatori idraulici sono dispositivi in parallelo sulla linea, in grado di immagazzinare energia in un impianto, restituendola sotto forma di olio in pressione qualora venisse richiesto. Le funzioni sono:

- fornire una limitata quantità di fluido in pressione per le utenze quando le pompe non funzionano, ossia in caso di emergenza; questi accumulatori sono posti in prossimità dell'utenza da azionare, per evitare eccessive perdite di carico; inoltre sono previste valvole di non ritorno per evitare che l'accumulatore disperda energia verso altre utenze;
- mantenere pressurizzato il circuito aiutando le pompe nei momenti di maggior richiesta;
- assorbire le irregolarità di pressione dovute all'attivazione e disattivazione delle utenze (i sistemi di regolazione visti in precedenza hanno dei transitori) ed al funzionamento pulsante delle pompe; in questo caso è immediata l'analogia col volano in un sistema meccanico; un accumulatore con tale scopo è collegato poco a valle della pompa;
- assorbire i colpi d'ariete.

Esistono altre funzioni meno comuni dell'accumulatore. Per esempio sull'AMX esiste un accumulatore che, rimasto in pressione dopo lo spegnimento dell'impianto, può alimentare un motore idraulico per l'avviamento della turbinetta ausiliaria APU, anziché utilizzare un sistema classico batteria - motore elettrico.
Da quanto detto è evidente che il numero di accumulatori a bordo può non essere piccolo.
Sono diversi i tipi di accumulatore, disegnati in fig. 4.19.

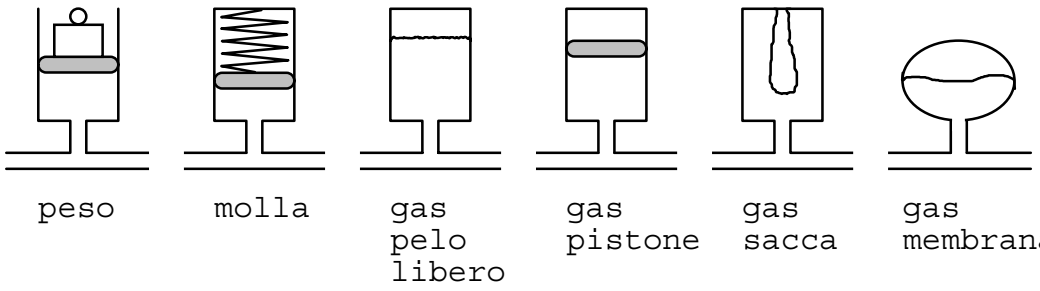


Fig. 4.19 - Tipi di accumulatore

In tutti i casi, introducendo dell'olio, si ottiene un immagazzinamento di energia in forma potenziale o elastica. In effetti i tipi principali di accumulatore sono 3:

- a peso;
- a molla;
- a gas.

Il primo tipo non viene impiegato a bordo dei velivoli perché richiederebbe dimensioni improponibili. In esso la pressione è ottenuta da un pistone pesante ed è quindi una costante: perciò questo accumulatore sarebbe l'ideale, ma anche utilizzando i più pesanti materiali non si possono raggiungere 21 MPa in spazi contenuti. Questi accumulatori trovano impiego a terra e con pressioni contenute (gasometri).
Il secondo tipo è raramente utilizzato a bordo dei velivoli, perché più pesante di quello a gas. In esso la pressione è ottenuta da un pistone su cui agisce una molla compressa; se V è il volume di olio introdotto, F_0 il precarico della molla, K la sua rigidezza e A l'area del pistone, l'andamento della pressione in funzione di V è data dalla legge lineare:

$$p = \frac{F_0}{A} + \frac{K}{A^2} V$$

In genere vengono usati accumulatori a gas (per lo più azoto, perché inerte ed economico). Di questi esiste la versione a pelo libero, a pistone, a sacca e a membrana. Per semplicità consideriamo quello a pistone, ma la trattazione è analoga negli altri casi. Indichiamo con V_0 il volume del gas ad accumulatore scarico, che equivale a quello dell'accumulatore, p_0 la pressione del gas in queste condizioni, p e V i valori generici. Quando l'accumulatore viene caricato, il gas subisce una trasformazione politropica e la pressione attuale diventa:

$$p = p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - V} \right)^{\gamma}$$

dove γ è l'esponente della politropica, pari a 1.4 in caso di adiabatica (trasformazione veloce) e a 1 in caso di isoterma (trasformazione lenta).
In fig. 4.20 si riportano sul piano p-V le curve di carica dei due tipi di accumulatore, a parità di condizioni iniziali e finali. Si può osservare che l'energia assorbita (e quindi erogabile) dall'accumulatore a molla è maggiore, ma nonostante questo il peso lo rende meno adeguato rispetto al sistema a gas.
Per il dimensionamento dell'accumulatore a gas, spesso si considera l'isoterma in fase di carica, poiché essa è di solito seguita da un periodo di inutilizzo dell'accumulatore carico, e l'adiabatica in fase di scarica, poiché è veloce. Così facendo è possibile trovare la seguente espressione per il volume totale V_T dell'accumulatore, essendo V_U il volume d'olio da erogare, p_M e p_m le pressioni massime e minime di lavoro richieste e p_P quella di precarica (accumulatore vuoto):

$$V_T = V_U \cdot \frac{p_m / p_P}{1 - (p_m / p_M)^{0.715}}$$

Tale volume è teorico e va maggiorato mediamente del 30% per tener conto dell'assorbimento di gas nel liquido e di trafilamenti.

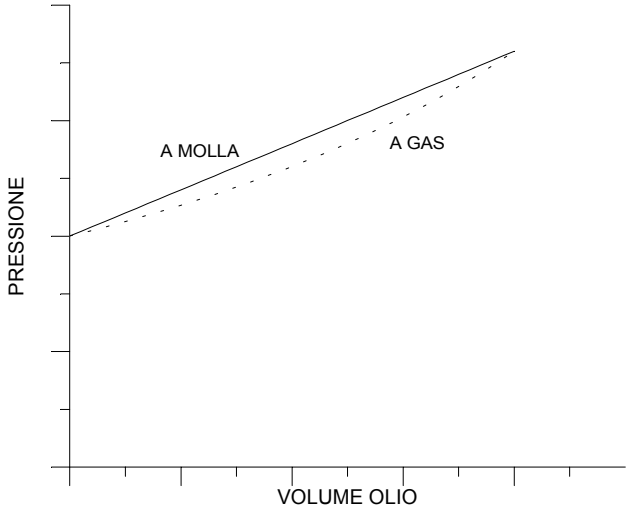


Fig. 4.20 - Diagramma di funzionamento accumulatore a molla e a gas

4.10 Serbatoi

Gli impianti idraulici possono avere uno o più serbatoi; questi sono necessari, oltre che per il normale contenimento del liquido utilizzato, per:

- permettere la separazione di eventuale gas in sospensione;
- assorbire le variazioni di volume complessivo di liquido per salti termici, quantità assorbite e rifornite dalle utenze e trafilamenti;
- dissipare calore (se non basta si utilizzano degli scambiatori, utilizzando come refrigerante l'aria esterna o il combustibile).

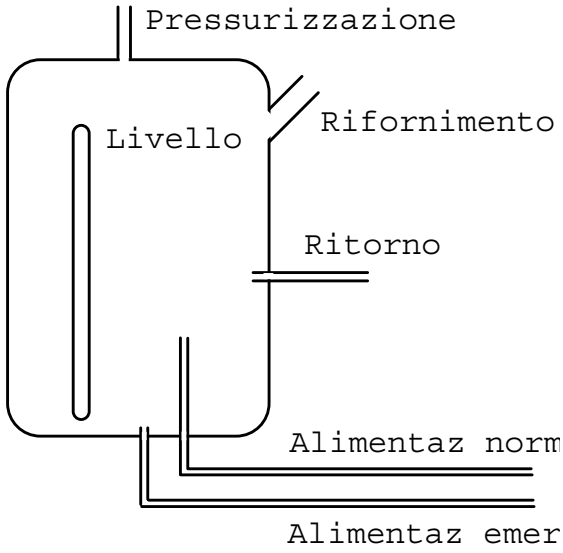


Fig. 4.21 - Serbatoio

Gli elementi principali del serbatoio sono (fig. 4.21):

- un bocchettone di rifornimento, dotato di filtro per le impurità più grossolane;

- una finestrella di controllo del livello;
- una sonda di livello con trasduttore; in verità questo non è un dispositivo sempre presente, poiché se si ha una perdita di olio la pressione dell'impianto diminuisce istantaneamente; perciò è più utile un manometro sulla linea, con trasduttore elettrico e rinvio in cabina del segnale di pressione;
- una linea di mandata alle pompe dell'impianto principale; il pescaggio non avviene sul fondo, per evitare di aspirare impurità sfuggite alla filtrazione e per lasciare una riserva per la mandata ausiliaria;
- una linea di mandata alle pompe dell'impianto ausiliarie, pescante dal fondo;
- un filtro per depurare il fluido di ritorno;
- una o più linee di ritorno dalle utenze e dai drenaggi, in genere connesse tangenzialmente al serbatoio, o al di sotto del pelo libero, o comunque con accorgimenti tali da ridurre il gorgogliamento e la formazione di schiuma.

In genere i serbatoi sono *pressurizzati*, per assicurare alla pompa un liquido che non sia prossimo alla pressione di cavitazione, specialmente al crescere della quota. In alcuni casi il serbatoio viene pressurizzato con aria spillata dall'impianto pneumatico e depurata; in altri si sfrutta la stessa pressione dell'impianto idraulico con un sistema di riduzione. La pressione nei serbatoi è infatti attorno a qualche bar.

4.11 Filtri

I filtri hanno la funzione di eliminare le impurità solide contenute nell'olio in circolazione, che possono essere il risultato dell'usura delle parti mobili o causate da contaminazioni dell'olio; queste impurità possono danneggiare diversi organi, tipicamente pompe e servovalvole (i martinetti hanno grosse tolleranze alle impurità).
Il filtro viene scelto in funzione della tolleranza alle impurità dell'impianto, della viscosità del fluido e della massima caduta di pressione ammissibile.
Alcuni filtri sono costituiti da fogli porosi di cellulosa ondulata, di modo da ottenere un'ampia superficie filtrante in un volume contenuto, riducendo le perdite di carico. Questi sono identificati con un numero che indica il diametro in micron delle particelle che vengono trattenute. Altri, costituiti da una cartuccia metallica, di impiego tipico aerospaziale, sono identificati dal numero di maglie per pollice lineare e permettono la filtrazione di impurità comprese tra i 5 ed i 50 μ, a seconda delle tolleranze degli organi da proteggere. Esistono *filtri micrometrici* costituiti da diversi strati di cellulosa trattata per drenare particelle da 3 μ.
I filtri possono essere inseriti:

- a monte della pompa, con il vantaggio di proteggere bene la pompa da contaminanti, ma lo svantaggio di indurre una forte caduta di pressione giusto prima della pompa, che comporta l'uso di tubazioni di alimentazione di grosso calibro;
- sul circuito di scarico prima del serbatoio, introducendo perdite di carico non dannose ma filtrando così l'olio dopo il ciclo di lavoro;

In genere si provvede a realizzare una linea di by-pass che viene attivata se il filtro si intasa; si usano inoltre degli *indicatori di intasamento*, basati sulla differenza di pressione a cavallo del filtro, che scattano quando tale differenza supera un determinato valore.

4.12 Guarnizioni e tubazioni

Le guarnizioni servono a ridurre i trafilamenti quando viene lasciato del gioco tra le parti in movimento, come cilindro e pistone in un martinetto, onde evitare l'usura. Sono in gomma e possono avere diverse forme, ma le più comuni sono quelle rotonde ad anello, inserite in apposite scanalature; in fig. 4.22a è disegnata la sezione di una guarnizione del genere a riposo; se aumenta la pressione da un lato, la guarnizione viene spinta e deformata come in fig. 4.22b, realizzando un'ottima tenuta; ma se la pressione aumenta troppo, si rischia una deformazione come in fig. 4.22c, con estrusione della gomma tra le due superfici in movimento ed usura della guarnizione; per evitare questo inconveniente si introducono degli anelli laterali di spallamento in teflon (fig. 4.22d).

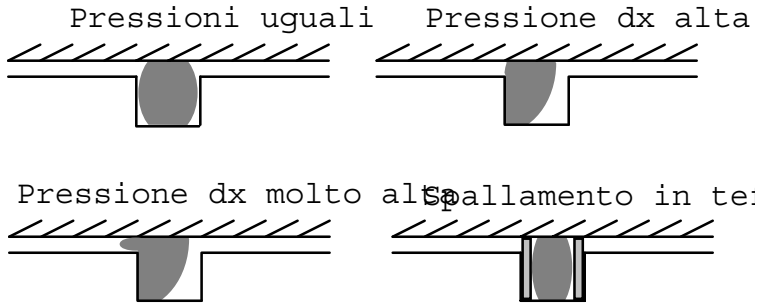


Fig. 4.22 - Guarnizione rotonda ad anello

Le tubazioni sono in acciaio inossidabile per le parti ad alta pressione, in alluminio per quelle a bassa pressione (spesso le linee di ritorno). Alcuni tratti sono realizzati in tubo flessibile se devono seguire il movimento di un organo. Esse devono avere sezioni adeguate in base al flusso d'olio, essere il più possibile rettilinee e, nel caso di cambiamenti di direzione, avere ampi raggi di curvatura. La scelta del diametro dei tubi è legata ad un compromesso tra peso ed entità di perdite di carico che ci si può permettere; valori indicativi delle velocità nei vari tipi di condotti sono i seguenti:

- aspirazione 1.2 m/s
- mandata 5.0 m/s
- ritorno 2.5 m/s

Comunque le dimensioni ed i materiali di tubi e raccordi sono normalizzati da norme statunitensi di origine militare (MIL).

Bibliografia

H.G.Conway, *Aircraft Hydraulics*, Chapman & Hall, 1957.
W.L.Green, *Aircraft Hydraulic Systems*, Wiley, 1985.
H.E.Merritt, *Hydraulic Control Systems*, Wiley, 1967.
G.Rigamonti, *Oleodinamica E Pneumatica*, Hoepli, 1987.

5. IMPIANTO ELETTRICO

5.1. Introduzione

L'impianto elettrico ha la funzione di distribuire energia alle varie utenze ed è presente in tutti velivoli in forma più o meno sviluppata.
Già nei primi velivoli a motori era presente un impianto elettrico, se non altro come accessorio del motore per provvedere all'accensione; a questo si aggiunsero poi dispositivi di illuminazione, strumenti, apparecchiature radio, motori, ecc.
Se si esaminano diverse categorie di utenze a bordo di un velivolo (tab. 5.1), si vede che per alcune di esse non esiste nessuna alternativa valida all'energia elettrica.

	Elettrica	Pneumatica	Idraulica	Meccanica
Attuatori	√	√	√	√
Illuminazione	√			
Riscaldamento	√	√		
Avionica	√			

Tab. 5.1 - Principali utenze e tipi di energie necessarie

Esistono quindi categorie di utenze nelle quali l'energia elettrica è insostituibile, altre nelle quali si presenta la possibilità di scelta; così ad esempio per l'impianto antighiaccio è possibile utilizzare aria calda prelevata dal gruppo motopropulsore, ma esistono alcune zone, come le prese d'aria degli strumenti anemometrici e i bordi d'attacco delle pale delle eliche, per le quali è decisamente preferibile utilizzare energia elettrica per motivi di ingombro.
L'impianto elettrico è un impianto di trasformazione e distribuzione di energia; occorrerà quindi analizzare come ottenere l'energia elettrica, come distribuirla e controllarne l'impiego.

5.2. Tipi di alimentazione

Dovendo ottenere dell'energia elettrica si impongono alcune scelte preliminari sul tipo di alimentazione adottata. È infatti possibile sia pensare ad impianti in *corrente continua*, che in *corrente alternata*, ed è possibile costruire impianti con diversi valori di tensione nominale.
Teoricamente si può pensare per ogni impianto di ottimizzare i valori di tensione e di frequenza; in pratica questo non si dimostra economicamente valido perché obbligherebbe ad una progettazione e validazione di tutti i componenti; si è quindi giunti ad una standardizzazione che consente la scelta fra pochi valori tipici (tab. 5.2). Tali valori sono il compromesso di diverse esigenze, come di seguito descritto.
Dalla 1^A legge di Ohm:

$$V = R\,I$$

dove V è la tensione, R la resistenza e I l'intensità di corrente. Dalla 2^A legge:

$$R = \rho \frac{L}{S}$$

dove ρ è la resistività del materiale conduttore, L la lunghezza e S l'area del conduttore. La potenza ha quindi la presente espressione:

$$P = VI = \frac{V^2}{R} = \frac{1}{\rho L} V^2 S$$

oppure:

$$S = \frac{P \rho L}{V^2}$$

Tipo di corrente	Tensione (V)	Frequenza (Hz)
Continua	28	-
Alternata monofase	115	Variabile o 400
Alternata trifase	115 oppure 200	Variabile o 400

Tab. 5.2 - Standard di alimentazione

Questo significa che a pari potenza un innalzamento della tensione porta ad una forte riduzione della sezione, e quindi del peso, dei conduttori.
Tuttavia, per quel che concerne la tensione della corrente continua, bisogna anche contenere il peso degli accumulatori e l'intensità di corrente in caso di cortocircuiti. Per quel che concerne la tensione dell'alternata invece, bisogna garantire un adeguato isolamento: non conviene scendere oltre una certa sezione del conduttore aumentando la tensione, perché inizierebbe a diventare troppo importante il peso della guaina isolante. E infine, i 400 Hz di frequenza sono stati scelti come l'ottimale tra esigenze di leggerezza dei generatori (a pari potenza è più leggero un generatore più veloce) e meccaniche (limite alla velocità di rotazione). Nonostante che le tecnologie attuali potrebbero ormai spostare questi valori ottimali, non è ancora prevista una modifica degli standard.

5.3. Scelta del tipo di impianto

Dato che lo standard prevede la possibilità di realizzare impianti con vari tipi di corrente (continua, a frequenza variabile e a frequenza costante), si impone la necessità di operare fra queste una scelta.
A tale scopo è necessario analizzare le varie utenze elettriche e le loro necessità; evidentemente queste variano in ogni velivolo, ma in prima approssimazione possono essere divise a titolo di esempio nelle categorie riportate in tab. 5.3.
Come si può notare per la parte più consistente del carico l'impiego di corrente continua o alternata è indifferente, mentre per alcuni organi essenziali, come gli organi di comando e controllo (relè, spie, indicatori di misura), è preferibile la corrente continua, per gli accumu-

latori è indispensabile disporre di corrente continua, per l'avionica è necessario ricorrere a corrente alternata a frequenza costante.

	% carico totale	c.c.	c.a. freq. var.	c.a. 400 Hz
Illuminazione e riscaldamento	50÷70	√	√	√
Motori	10÷40	√	√	√
Comandi e controlli	5÷10	√	√	√
Avionica	5÷20			√
Batteria		√		

Tab. 5.3 - Utenze principali, carico sull'impianto e alimentazione richiesta

In pratica quindi nella maggioranza dei velivoli occorre disporre sia della corrente continua che della corrente alternata a 400 Hz; la scelta non sarà quindi sul tipo di impianto, ma sul tipo di generazione dell'energia elettrica. Si evita infatti di generare energia elettrica di entrambi i tipi, ma si costruiscono impianti nei quali la *generazione primaria* di energia elettrica (ossia la trasformazione di energia meccanica in energia elettrica) è del tipo continuo o del tipo alternato. In entrambi i casi occorrerà provvedere ad una trasformazione dell'energia elettrica anche nell'altra forma per provvedere all'alimentazione di quella parte del carico per il quale la generazione primaria non è adatta (fig. 5.1).

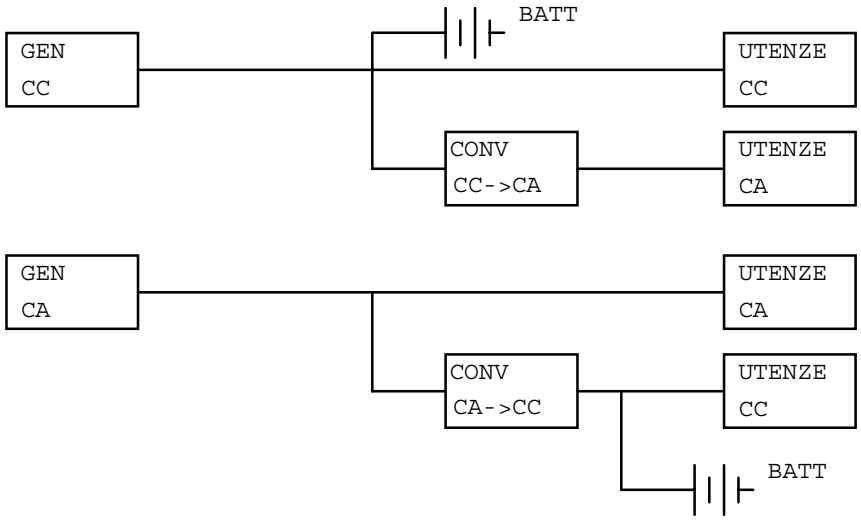


Fig. 5.1 - Le due soluzioni possibili di impianto

Per la trasformazione del tipo di corrente possono essere utilizzati opportuni circuiti elettronici i quali consentono l'ottenimento della corrente continua al valore di tensione voluta partendo da corrente alternata (raddrizzatori - stabilizzatori) o di corrente alternata a frequenza e tensione costante partendo da corrente continua (inverter).

5.4. Generazione di corrente elettrica

La generazione dell'energia elettrica avviene attraverso generatori, dinamo o alternatori, che possono essere azionati meccanicamente da:

- i riduttori dei propulsori;
- motori idraulici o pneumatici;
- A.P.U. (Auxiliary Power Unit), quando il velivolo è fermo a terra;
- R.A.T. (Ram Air Turbine), un'elichetta posta al vento relativo in casi di emergenza;

Alternativamente un velivolo parcheggiato può disporre di energia elettrica tramite connessione a terra.
Il caso più frequente è il primo. Normalmente si ha un generatore per motore nei velivoli plurimotori, mentre nei monomotori possono esserci anche due generatori collegati all'unico motore. Si ha sempre uno o più generatori sull'APU. Il Boeing 747 per esempio ha impianto primario in alternata con 4 alternatori da 60 KVA sui 4 propulsori e due alternatori da 90 KVA sull'APU. Il BAe 146, pur essendo quadrimotore, ha solo due alternatori da 40 KVA sui motori esterni ed uno sull'APU. Il SIAI S 211 ha l'impianto primario in continua, con starter - generatore sul propulsore, e corrente alternata ottenuta da due invertitori.L'ATR42 ha una configurazione particolare: ognuna delle due turboeliche ha sia uno starter - generatore che un alternatore, generando quindi entrambi i tipi di corrente contemporaneamente.
Una fonte di energia elettrica sempre presente è comunque costituita dagli accumulatori, che devono soddisfare l'esigenza di creare una riserva di energia da utilizzare in mancanza di generazione per guasto dell'impianto o del propulsore, in caso di assorbimenti superiori alla potenza fornita dai generatori (batterie tampone) e ovviamente quando i propulsori sono fermi. Piccole batterie vengono spesso usate a bordo dei missili, dove le utenze devono funzionare solo per pochi minuti; in altri casi si usano alternatori trascinati da turbinette alimentate dalla combustione di cartucce pirotecniche.

Impianto primario in continua
Per la generazione di corrente continua si utilizza la *dinamo*; la dinamo è costituita da un certo numero di spire che ruotano in un campo magnetico permanente (in fig. 5.2 è rappresentata per semplicità una sola spira); in questo modo si crea in ogni spira del rotore una corrente variabile sinusoidalmente; la corrente deve essere prelevata dal rotore attraverso spazzole; se il collettore è opportunamente diviso in settori si riesce a prelevare una tensione che, fissato il numero dei giri, ha un valore pressoché costante dato dalla somma delle correnti di ogni spira (fig. 5.2).
Il fatto è che i giri non saranno in pratica costanti, e quindi le dinamo devono essere corredate di regolatori per garantire la costanza della tensione. Nel caso della dinamo tradizionale, si usa come generatore del campo magnetico un elettromagnete, la cui intensità viene regolata in base all'uscita.
La dinamo ha il vantaggio di essere una macchina reversibile, cioè può essere usata anche come motore ed infatti in molti casi viene utilizzata oltre che come generatore anche come motorino di avviamento. Questo è possibile con motori a turbina di potenza limitata; per motori a turbina di potenza elevata o per motori alternativi, la coppia necessaria per l'avviamento è troppo elevata per uno starter - generatore e si preferisce dividere i compiti fra due macchine separate, una dinamo per la generazione di energia ed un motore per l'avviamento; per i motori alternativi è necessario un motorino elettrico per l'avviamento, ma esso può essere sottodi-

mensionato perché deve funzionare per tempi molto brevi; per i grossi motori a turbina l'avviamento avviene normalmente prelevando energia pneumatica dall'APU.
Rinunciando al vantaggio offerto dalla dinamo di essere una macchina reversibile, non conviene praticamente più utilizzarla e quindi la generazione della corrente continua avviene di solito attraverso generatori senza spazzole, in pratica alternatori la cui uscita viene raddrizzata e stabilizzata. Questa tecnica, del resto diffusa anche in campo automobilistico, consente di avere generatori a pari potenza di dimensioni e pesi inferiori ed elimina il problema della manutenzione delle spazzole.

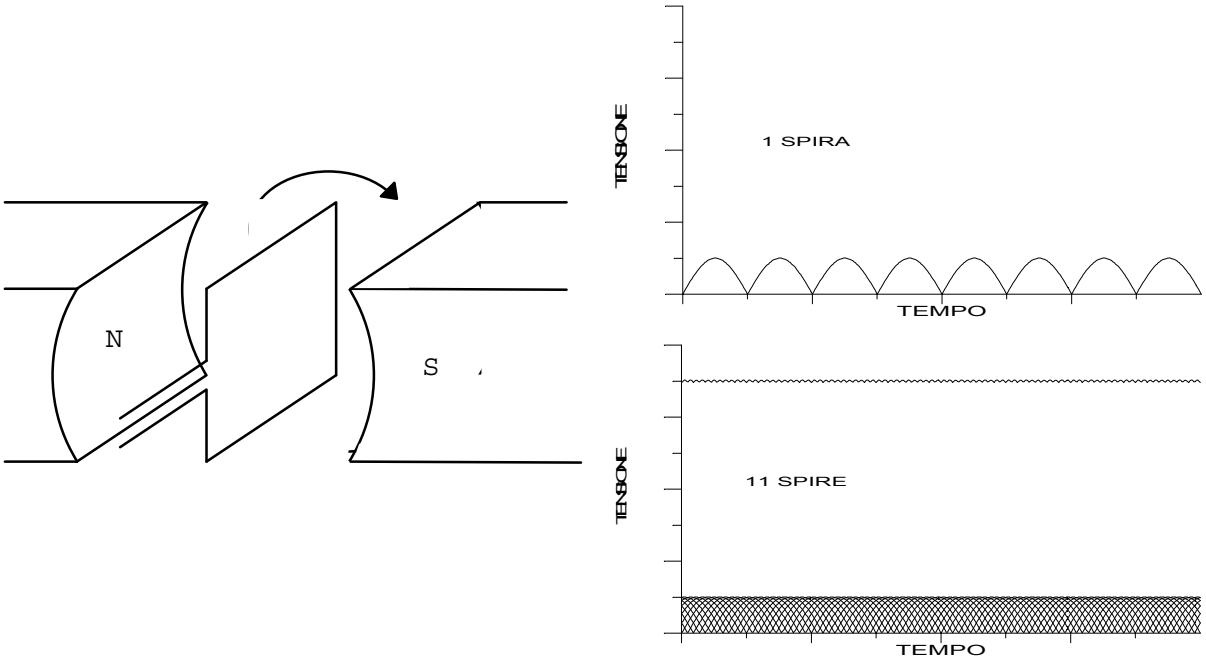


Fig. 5.2 - Dinamo

Dall'impianto in continua si possono alimentare le utenze in alternata attraverso gli *invertitori*. Una volta questi erano costituiti da un motore in continua trascinante, a giri costanti, un alternatore. Il sistema era pesante e poco affidabile, e adesso si usano gli invertitori statici.

Impianto primario in alternata

Per la generazione della corrente alternata vengono usati alternatori monofase o, molto più comunemente, trifase; in ogni caso l'alternatore ha la caratteristica di creare una corrente la cui frequenza dipende dalla velocità angolare del generatore. Nel trifase vi sono 3 avvolgimenti monofase, sfasati di 120° ed immersi in un campo magnetico rotante (fig. 5.3). Non vi sono spazzole ed il tutto viene raffreddato ad aria.
Accoppiando così il generatore al propulsore si ha una frequenza f che dipende dal regime del propulsore stesso, ovvero dalla velocità angolare n (in rpm) e dal numero di poli p, secondo la relazione:

$$f = \frac{np}{120}$$

Questo ha portato alla realizzazione di impianti a frequenza variabile, impianti che sono idonei ad alimentare un grande numero di utenze, tutte quelle per le quali è indifferente l'impiego

di corrente continua o alternata. Per le utenze che richiedono però frequenze ben precise è ovvio che tale soluzione non è idonea; d'altra parte occorre anche osservare che, nella maggioranza dei casi di generazione in corrente alternata, si tratta di velivoli plurimotori di grosse dimensioni e di impianti elettrici di elevata potenza con più generatori accoppiati ai diversi propulsori; nasce quindi anche l'esigenza di collegare in parallelo i diversi generatori, collegamento che è possibile solo se i generatori funzionano in modo sincrono e quindi con uguale frequenza e uguale fase.

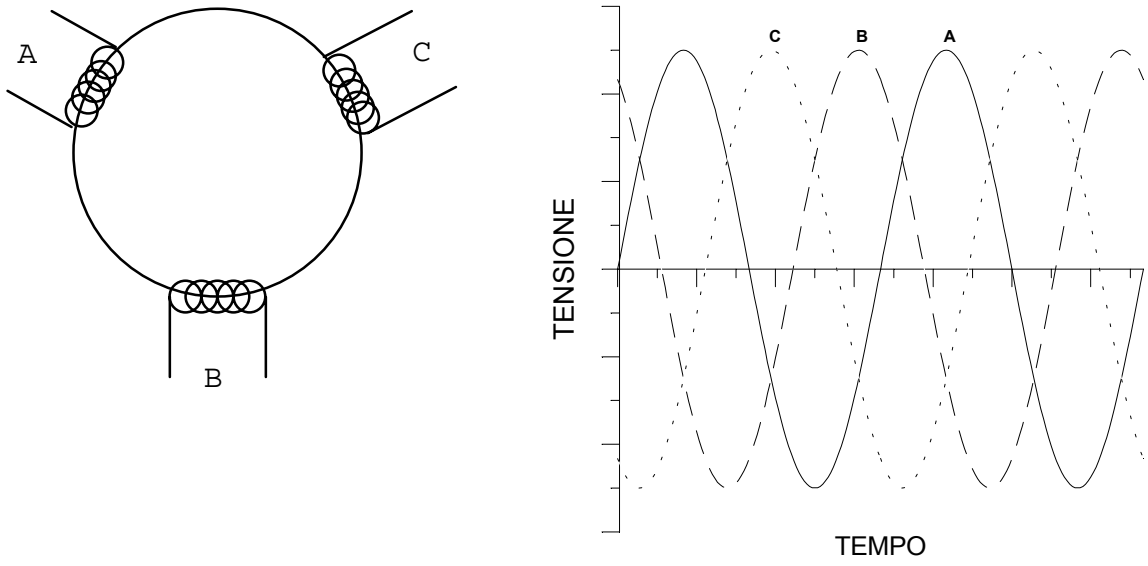


Fig. 5.3 - Alternatore trifase

E' quindi necessario controllare la velocità di rotazione dei generatori e disaccoppiarla dal regime del propulsore, cosa che può essere ottenuta ad esempio mediante un sistema idraulico costituito da una pompa ed un motore, uno dei quali a cilindrata variabile (fig. 5.4). Controllando così la cilindrata, ad esempio del motore, in funzione della frequenza ottenuta dall'alternatore è possibile avere una frequenza costante e un sincronismo fra i diversi generatori anche per quanto riguarda la fase.

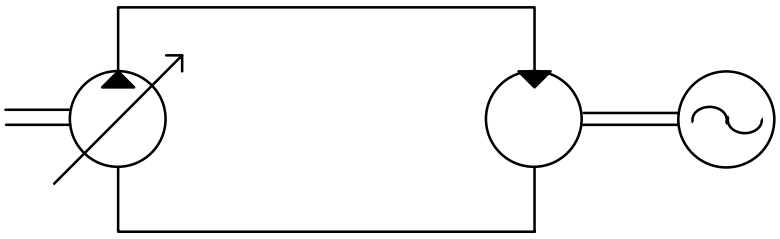


Fig. 5.4 - Regolatore idraulico di giri

Questo sistema ha l'inconveniente di trasmettere tutta la potenza per via idraulica e quindi con una perdita dovuta ai rendimenti della pompa e del motore idraulico; esistono dispositivi meccanici alternativi (*CSD*, constant speed driver) costituiti da un differenziale per cui il grosso della potenza meccanica passa attraverso i planetari mentre un sistema pompa - motore idraulico introduce una rotazione dei satelliti tale da avere sull'albero di uscita una velocità costante (fig. 5.5).

Il peso del dispositivo di regolazione del numero di giri è compensato dal fatto che, con corrente a frequenza variabile, il generatore deve essere in grado di fornire l'energia necessaria anche a regimi di rotazione bassi e quindi deve essere sovradimensionato.
Attualmente alternatore e CSD sono riuniti in un unico dispositivo chiamato *IDG*, integrated drive generator, con risparmio di materiale.
Si osservi che per i generatori collegati all'APU non è in genere necessario un regolatore di giri, poiché l'APU viene fatta girare sempre a velocità costante.
Oltre a dispositivi di regolazione della frequenza di tipo meccanico, che hanno un'affidabilità inferiore a quella della turbina e dell'alternatore in sé, sono comunque disponibili anche dispositivi completamente elettronici a componenti solidi, che hanno inoltre il vantaggio di essere installati lontani dal propulsore, e quindi in condizioni ambientali più favorevoli.

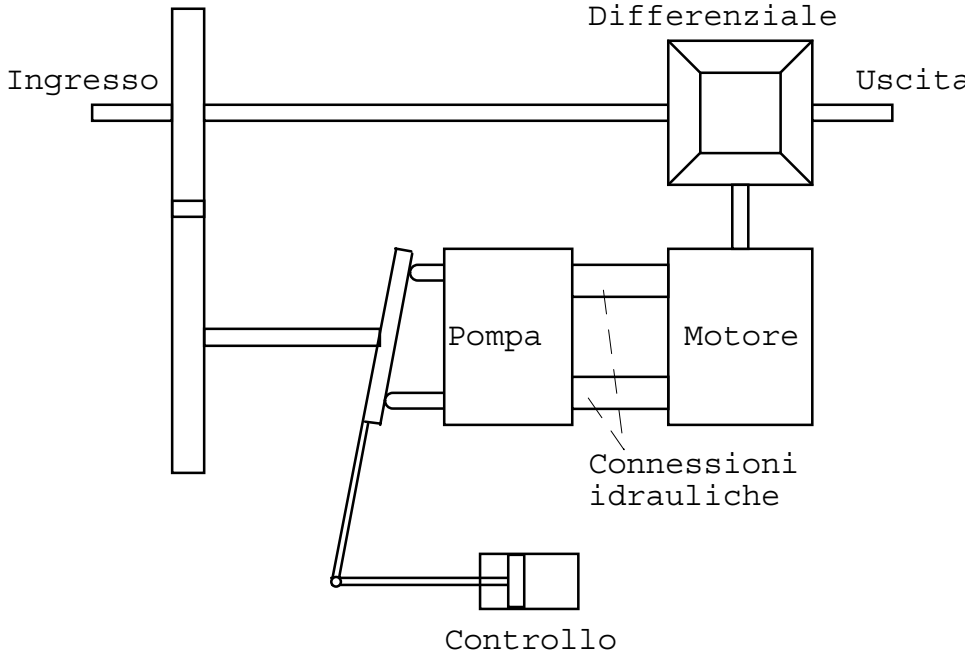


Fig. 5.5 - CSD

I generatori richiedono comunque apparecchiature di controllo per la regolazione della potenza fornita tali da assicurare il mantenimento dei valori di tensione e di frequenza entro i valori richiesti.
Nei generatori, pur avendo rendimenti piuttosto elevati, esistono comunque delle perdite che portano alla necessità di raffreddamento; nell'installazione del generatore, che dovrà funzionare in modo continuativo per tutta la durata del volo, si dovrà quindi tenere conto della necessità di portare aria o olio di raffreddamento sul generatore.
Per soddisfare alle utenze in corrente continua, si utilizzano i *trasformatori - raddrizzatori* (*TRU*, transformer rectifier unit).
Si osservi che la potenza erogabile da un alternatore è espressa in voltampere (VA) e non in watt (W). Tale potenza è la cosiddette *potenza apparente*, data dal prodotto della tensione massima per l'intensità massima. In genere, quando l'alternatore è collegato in rete, si crea uno sfasamento tra onda di tensione ed onda di intensità, e quindi il loro prodotto è minore e dà la *potenza reale*, in W. Il rapporto tra potenza reale e potenza apparente si chiama *fattore di potenza*.

5.5. Distribuzione dell'energia

L'energia elettrica viene portata dai generatori a *barre di carico* e attraverso queste distribuita agli utilizzatori.
Nell'impianto elettrico esistono un certo numero di barre indipendenti, ognuna delle quali alimenta un certo numero di utenze; le utenze vengono a questo fine suddivise in base alla loro importanza e rilevanza dal punto di vista della sicurezza del velivolo; si avranno così barre *essenziali*, *primarie* e *secondarie*.
Le barre essenziali saranno sempre collegate al gruppo generatore di potenza, mentre le barre primarie e secondarie possono essere escluse in conseguenza di guasti ai generatori o alle barre stesse; dovranno quindi esserci degli organi di manovra in grado di escludere le singole barre e degli organi di sicurezza e di manovra per il collegamento delle varie utenze.
Il collegamento dei vari componenti dell'impianto avviene attraverso cavi scelti fra un'ampia tipologia, standardizzati MIL sia dal punto di vista della conduttività che del tipo di isolamento: si usano conduttori di rame e di alluminio, isolati da PVC, nylon, teflon o fibre di vetro. Nel cablaggio di un velivolo si deve tenere conto di diverse esigenze:

- contenere i pesi riducendo le sezioni;
- contenere le cadute di tensione aumentando le sezioni;
- evitare surriscaldamento per effetto Joule;
- verificare la *compatibilità elettromagnetica* con l'avionica, evitando vicinanze tra cavi di alta potenza e apparati;
- considerare la resistenza a sollecitazioni meccaniche, specialmente le vibrazioni.

Come in campo automobilistico, è comune mettere a terra l'impianto attraverso la struttura dell'aeromobile, evitando così i cavi di ritorno, risparmiando in peso e riducendo il rischio di scintille dovute a differenze di potenziale tra differenti cavi di ritorno.
Quando un cavo è attraversato da corrente alternata o continua pulsante, diventa una specie di antenna ed interferisce con gli apparati radio. In tal caso si usa schermare i cavi con una calza di maglie di metallo messa a terra.
Si fa ampio uso di collegamenti smontabili al fine di poter sostituire rapidamente componenti che possono richiedere manutenzione e controlli; si impiegano quindi terminali saldati o pinzati sul cavo e poi fissati con morsetti, viti, o prigionieri, e dadi, oppure connettori multipolari con i singoli cavi saldati o pinzati.
I cablaggi vengono realizzati con singoli cavi raccolti in fasci; lo studio della realizzazione dei cablaggi e della loro installazione costituisce una fase rilevante del progetto dell'impianto elettrico e richiede tecniche particolari di test per poterne verificare la correttezza dell'esecuzione. E' molto comune l'impiego di CAD per l'ottimizzazione dei cablaggi.

5.6. Organi di protezione e manovra

Per la protezione dell'impianto da corto circuiti o assorbimenti comunque troppo elevati vengono utilizzati *fusibili* o *interruttori di massima corrente* (*breakers*). Entrambi i metodi portano a componenti i quali risentono del riscaldamento dovuto al passaggio della corrente.
Nel caso del fusibile si ha una rottura del componente stesso e quindi la necessità di una sua sostituzione per ripristinare l'alimentazione del circuito da esso protetto. Con gli interruttori di

massima corrente il riscaldamento provoca la deformazione di una lamina e lo sganciamento di un interruttore che può essere ripristinato premendo un pulsante. Entrambi i metodi vengono impiegati: ovviamente il ripristino di un breaker è un'operazione molto più semplice della sostituzione di un fusibile, ma quest'ultimo è più pronto ad entrare in azione.
Per quanto riguarda le manovre sui circuiti elettrici queste vengono eseguite attraverso *interruttori* o *relè*. Gli interruttori permettono l'apertura e la chiusura di circuiti con un comando manuale o con sensori di posizione, i relè attraverso un comando elettrico. Vengono utilizzati i relè quando il comando di un circuito proviene da automatismi, da combinazioni di informazioni provenienti da un comando manuale e da sensori di posizione, o quando si devono commutare potenze di un certo rilievo per cui si preferisce portare in cabina solo cavi per bassa potenza con ovvi vantaggi in peso.

5.7 Motori elettrici

Si è già accennato ai *motori in corrente continua*, basati sul fatto che, se una spira attraversata da corrente è posta in un campo magnetico, sulla spira agisce una coppia. Poiché vi sono due punti morti a cavallo dei quali la coppia si inverte, è necessario anzitutto provvedere all'inversione del senso della corrente, tramite contatti striscianti, e poi ad aumentare il numero di spire per creare una certa regolarità di coppia. Cambiando l'intensità e il verso della corrente di alimentazione di tutto il sistema, si cambia la velocità ed il verso di rotazione.
Vengono però spesso utilizzati anche *motori a corrente alternata*, che hanno il vantaggio di non avere contatti striscianti, essere meno costosi dei corrispondenti motori in continua e richiedere meno manutenzione, ma sono in genere a velocità costante o variabile entro un limite ristretto. Tale velocità è data invertendo la formula della frequenza per gli alternatori:

$$n = \frac{120 \cdot f}{p}$$

Dato che a bordo è in genere disponibile una frequenza di 400 Hz, di solito i motori in corrente alternata sono impiegati attraverso riduttori. I motori più comuni sono quelli *ad induzione* e quelli *sincroni*.
Il motore ad induzione è costituito da uno statore esterno che contiene diversi elettromagneti alimentati da corrente variabile; questi generano un campo rotante che investe uno statore interno, fatto da un impaccamento di lamine di acciaio dolce, con scanalature lungo la superficie esterna, parallele all'asse del rotore, contenenti barre di alluminio o rame. In queste viene indotta una corrente dal campo magnetico variabile, che a sua volta crea un campo magnetico che reagisce con quello dello statore, generando la coppia.
Il motore sincrono funziona in modo analogo al precedente: su un campo magnetico rotante, creato dallo statore da una corrente alternata multifase, interagisce con un campo magnetico fisso creato dal rotore, ma questa volta da una corrente continua non indotta. Il rotore viene trascinato a ruotare insieme al campo variabile (sincronismo). Dato che la coppia di avviamento è bassa, bisogna portarlo alla velocità di sincronismo senza carico, talvolta usando un altro motore.

5.8 Accumulatori

L'accumulatore è costituito da un certo numero di celle in cui energia chimica viene trasformata in energia elettrica e viceversa.
La classica batteria è quella con armature al *piombo* in soluzione di acido solforico. Ogni cella è in grado di fornire una tensione di 2.1 V a circuito aperto. Il metodo di controllo più diretto dello stato di carica è attraverso la misura della densità dell'elettrolito, che va da 1300 kg/m^3 in condizioni di massima carica a 1150 kg/m^3 quando è pressoché scarica. La tensione corrispondente della cella scende a circa 1.75 V quando è da considerare scarica.
La *capacità* di un accumulatore è la quantità di corrente che è in grado di fornire per un dato tempo, misurata in amperora (Ah). Tale capacità è in realtà funzione del tempo di scarica, ossia cresce al crescere di tale tempo. Spesso il valore è dato per un tempo di scarica di 5 ore, indicando anche la capacità per utilizzi di picco con tempi di 20 e 5 minuti. Per esempio, una batteria da 25 Ah a 5 ore, scende a 16 Ah con scarica da 20 minuti e 12 Ah con scarica da 5 minuti.
La ricarica ottimale è a corrente costante con intensità non superiore al 7% del valore di capacità, il che significa che la tensione deve aumentare durante la carica. In realtà si utilizzano caricatori a tensione costante leggermente superiore alla tensione nominale della batteria, che quindi forniscono una corrente elevata all'inizio carica, che scende col tempo.

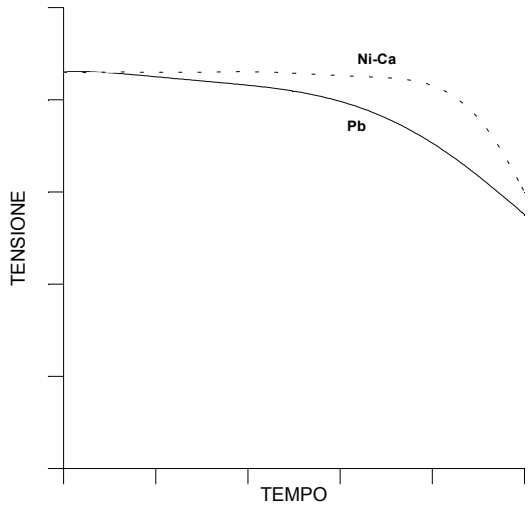


Fig. 5.6 - Tensione durante la scarica degli accumulatori al Pb ed al Ni-Ca

Sono ormai molto diffuse le batterie alcaline al *nickel-cadmio*, con elettrolito di idrossido di potassio che non cambia densità con lo stato di carica. Queste hanno una resistenza interna più bassa di quelle al piombo e la tensione ai morsetti rimane pressoché costante durante tutto il ciclo di scarica e ricarica (fig. 5.6). La singola cella produce una tensione a circuito aperto compresa tra 1.55 e 1.80 V. Elevate velocità di carica possono alzare la temperatura fino a rompere l'isolamento tra elementi contigui, che vengono messi in cortocircuito con conseguente ulteriore aumento della temperatura e rottura dell'isolante.

Bibliografia

EHJ Pallett; *Aircraft Electrical Systems*, Pitman,1976.

S.Chiesa, *Impianti Di Bordo Per Aeromobili: Impianto Elettrico*, CLUT, 1981.
G.G.Wakefield; *Aircraft Electrical Engineering*, Chapman & Hall, 1959.
R.H.Kaufmann, H.J.Finison; *Dc Power Systems For Aircraft*, Wiley, 1952.
J.L.McKinley, R.D.Bent; *Electricity And Electronics For Aerospace Vehicles*, McGraw-Hill, 1961.
Aircraft Electrical Power Systems, SAE,1981.

6. IMPIANTO PNEUMATICO

6.1 Introduzione

In diversi casi è conveniente sfruttare energia proveniente da aria compressa; questo è soprattutto vero quando il velivolo possiede dei motori a turbina ed è quindi possibile disporre di aria prelevata dal compressore. Questa si trova a valori di pressione e di temperatura elevati e può quindi essere impiegata sia per pressurizzare che per riscaldare.
Le utilizzazioni più comuni dell'aria compressa così ottenuta sono nei seguenti impianti:

- condizionamento e pressurizzazione;
- antighiaccio;
- sbrinamento;
- pressurizzazione serbatoi olio, combustibile ed acqua;
- ventilazione serbatoi combustibile;
- gonfiaggio guarnizioni di tenuta dei portelloni o tettucci apribili;
- avviamento motori;
- funzionamento di attuatori.

Dell'impianto di condizionamento e pressurizzazione e di quello antighiaccio si parlerà in capitoli a parte.

6.2 Generazione

La generazione di aria compressa può avvenire attraverso due tipi di compressori:

- compressori volumetrici;
- turbocompressori.

Compressori volumetrici
I *compressori volumetrici* comprimono una massa d'aria riducendone il volume, tipicamente con un sistema a cilindro e pistone; la portata sarà legata alla velocità di funzionamento, ma il rapporto di compressione quasi indipendente da essa. Questi apparecchi vengono fatti funzionare da motori a scoppio, o elettrici, o idraulici.

Turbocompressori
I *turbocompressori* possono comprimere l'aria accelerandola radialmente (*turbocompressori centrifughi*) oppure assialmente (*turbocompressori assiali*), recuperando in seguito pressione rallentandola. Il rapporto di compressione dipende dalla velocità di funzionamento. Questi apparecchi vengono fatti funzionare da una turbina.
A bordo di velivoli a turbomotore, si usa quasi nella totalità dei casi spillare aria direttamente dal compressore del propulsore, in genere a due diversi stadi, attorno all'ottavo e attorno al quindicesimo, disponendo così di uno spillamento a bassa pressione ed uno ad alta pressione

(fig. 6.1). Non è infatti consigliabile prelevare tutta l'aria da un unico punto del compressore, a meno di non ricorrere a forti variazioni della sezione. Inoltre, sempre per non ridurre troppo la potenza del propulsore, lo spillamento a bassa pressione è in genere sempre aperto, mentre quello ad alta pressione viene aperto in caso di necessità, ovvero quando il motore è al minimo e comunque non durante le richieste di massima spinta.
Si osservi che con questa tecnica si spilla dal compressore una percentuale piccola di portata, tra il 2 e l'8%, ottenendo però una quantità notevole di energia pneumatica: in genere si arriva a pressioni di oltre 1 MPa con temperature dell'ordine delle centinaia di gradi centigradi.
La percentuale di spillamento è molto superiore nell'APU, dove si arriva al 70-80%, ma ottenendo all'incirca la stessa potenza pneumatica, data la bassa potenza dell'APU rispetto a quella di un propulsore. In tal modo vengono fatte funzionare le varie utenze pneumatiche a terra (in particolare l'impianto di condizionamento); inoltre si ottiene l'aria compressa necessaria all'avviamento dei propulsori, se questi non dispongono di avviamento elettrico.
Quando il velivolo è parcheggiato, è prevista spesso una connessione per l'alimentazione dell'impianto da parte di una macchina a terra.

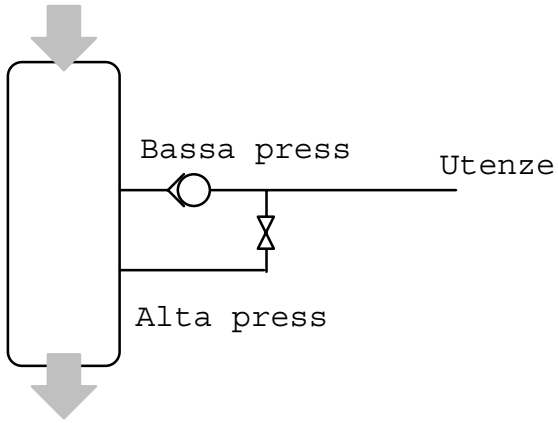


Fig. 6.1 - Spillamento

6.3 Regolazione

Come per l'impianto idraulico, è desiderabile per il dimensionamento delle utenze che l'alimentazione sia fornita a pressione (e temperatura) costante al variare della portata. Si utilizzano a tal scopo *valvole regolatrici di pressione* e *scambiatori di calore*, che in genere sono posti sulla linea dello spillamento da alta pressione. Di solito si usano scambiatori aria-aria, con portata dell'aria esterna regolata da una valvola di modo da controllare la temperatura. Spesso il flusso del refrigerante è ottenuto per azione dinamica, e quindi è efficace solo in volo; nel caso di turbofan, ormai molto frequente sui velivoli da trasporto, si sfrutta aria generata dalla ventola del propulsore, ottenendo una buona refrigerazione anche quando il velivolo è a terra.
Sempre analogamente all'impianto idraulico, l'impianto pneumatico viene realizzato in circuiti separati; nel caso di velivolo plurimotore, ogni motore alimenta un circuito, oppure un motore viene lasciato a disposizione per qualsiasi circuito che richieda un supplemento di alimentazione. Sono tuttavia previste delle valvole di alimentazione incrociata, nel caso di guasto di un gruppo di generazione, per l'azionamento delle utenze più importanti (antighiaccio).

A parte le ovvie valvole di sovrapressione, sono presenti delle valvole di non ritorno tra lo spillamento a bassa pressione e quello ad alta pressione, per evitare che, in caso di scarsa richiesta dalle utenze e di erronea apertura della valvola dello spillamento di alta pressione, si instauri un flusso che porterebbe ad irregolarità di funzionamento del compressore.

6.4 Attuatori

La principale utenza dell'impianto pneumatico in termini di portata è sicuramente l'impianto di condizionamento e pressurizzazione, che verrà trattato in un capitolo a parte.
L'antighiaccio viene utilizzato sporadicamente e con basse portate.
Lo sbrinamento, la ventilazione e pressurizzazione serbatoi e il gonfiaggio di guarnizioni dei portelli sono pure utenze di scarso consumo.
Come detto in precedenza, gli *attuatori lineari* non sono più impiegati a bordo, a causa dell'elevata comprimibilità dell'aria e la conseguente imprecisione nel controllo proporzionale della posizione dell'attuatore. Inoltre gli attuatori pneumatici sono più ingombranti e pesanti di quelli idraulici, a causa delle minori pressioni di esercizio. Uno dei rari impieghi sopravvissuti è nell'attuazione degli inversori di spinta, dove l'uso di un sistema oleodinamico è più difficile per via del cimento termico. Si tratta comunque di attuatori a due posizioni, per i motivi sopra citati; lo studio di questi sistemi binari viene effettuato sulla base dell'*algebra di Boole*, o algebra logica.
I vantaggi degli attuatori pneumatici consistono nella minore robustezza necessaria, nella mancanza di una linea di ritorno e nella minore importanza del problema della tenuta. Per questo motivo sono tuttora impiegati gli *attuatori rotanti*, ovvero delle vere e proprie turbinette. Queste vengono impiegate, in situazioni di emergenza, per l'azionamento di generatori elettrici e pompe idrauliche, e in situazioni normali per l'avviamento dei turbomotori (quando questi non siano di piccole dimensioni, nel qual caso conviene un avviamento elettrico). L'avviamento motori comporta invece un forte consumo per un tempo limitato ed in condizioni in cui l'impianto pneumatico è alimentato o da terra o dall'APU.
Le turbine sono un dispositivo in grado di convertire potenza pneumatica in meccanica, attraverso l'espressione:

$$\dot{m} \cdot c_P \cdot (T_i - T_u) \cdot \eta = C \cdot \omega$$

dove:

$\dot{m}$ = portata d'aria in massa;
c_p = calore specifico a pressione costante dell'aria;
T_i, T_u = temperature all'ingresso ed all'uscita della turbina;
η = rendimento;
C = coppia all'asse turbina;
ω = velocità di rotazione.

Si può considerare un ulteriore legame tra le temperature di ingresso e uscita turbina, se l'espansione avviene tra valori noti di pressione (in genere la pressione all'ingresso turbina p_i è quella dell'impianto, mentre all'uscita si ha pressione atmosferica p_u):

$$\frac{T_u}{T_i} = \left(\frac{p_u}{p_i} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

essendo k il rapporto tra i calori specifici c_p/c_v.
Per il dimensionamento della turbina di avviamento si deve considerare il tempo di avviamento, il momento di inerzia equivalente delle parti rotanti e le coppie resistenti, tenendo presente che in questa fase i generatori elettrici saranno scaricati e le pompe idrauliche non in funzione.

Bibliografia

S.Chiesa, *Impianti Di Bordo Per Aeromobili: Impianti Pneumatico, Condizionamento, Antighiaccio e A.P.U.*, CLUT, 1981.
F.Vagnarelli, *Impianti Aeronautici vol.I - Impianti di Bordo - Parte I*, IBN Editore, 1991.

7. IMPIANTO COMBUSTIBILE

7.1 Introduzione

L'impianto combustibile ha lo scopo di stivare il combustibile necessario e di portarlo ai motori nelle condizioni di pressione e di portata necessarie.
I componenti principali dell'impianto sono:

- i serbatoi;
- le pompe di trasferimento e le pompe di alimentazione.

Le specifiche di progetto di un impianto combustibile prescrivono, oltre alla quantità di combustibile da trasportare, la portata e la pressione necessarie ai motori in varie condizioni di volo, di quota e di temperatura. Inoltre l'impianto deve essere progettato in modo che possa alimentare tutti i motori in caso di avaria di una parte del sistema di alimentazione.

7.2 Collocazione dei serbatoi

Le quantità di combustibile trasportate a bordo di alcune classi di velivoli raggiungono dei valori molto elevati e costituiscono una percentuale sensibile del peso a pieno carico del velivolo. Risulta così importante studiare la corretta posizione di stivaggio del combustibile, che può avere una notevole influenza sulla posizione del baricentro e di conseguenza sul centraggio del velivolo; un corretto posizionamento del combustibile tiene quindi conto dei volumi disponibili a bordo del velivolo, in modo da lasciare il massimo spazio possibile ai carichi paganti, ma non può prescindere dai problemi di centraggio.
Una delle collocazioni maggiormente utilizzate per stivare il combustibile è costituito dall'ala; in questo modo si impiega un volume scarsamente utilizzabile per altri scopi, si colloca il centro di massa del combustibile in prossimità del baricentro del velivolo e si ha l'effetto di produrre una diminuzione del carico sull'ala. In fig. 7.1 è mostrata la soluzione tipica degli attuali velivoli da trasporto passeggeri, con 2 serbatoi alari ed uno centrale nella zona della radice alare. Vi sono tuttavia configurazioni con serbatoi ricavati negli impennaggi di coda, configurazioni molto sensibili al problema del centraggio.
Lo stivaggio solo in fusoliera viene utilizzato principalmente nei velivoli con ala di basso spessore (come spesso accade nei velivoli supersonici), dove il volume interno dell'ala stessa sarebbe troppo ridotto per poter essere efficacemente utilizzato. Oppure quando si vuole garantire un'elevata manovrabilità in rollio, riducendo il corrispondente momento d'inerzia.
Per mantenere il centraggio del velivolo si attivano le *pompe di trasferimento* del combustibile tra i vari serbatoi. Tali pompe sono anche utilizzate per inviare combustibile dai serbatoi *secondari* a quelli *primari*, che sono i serbatoi di raccolta ed alimentazione dei motori.

7.3 Tipi di serbatoi

I serbatoi utilizzati per il trasporto del combustibile possono essere di diversi tipi:

- serbatoi integrali
- serbatoi flessibili
- serbatoi rigidi

I *serbatoi integrali*, di norma impiegati esclusivamente nelle ali, sono ricavati dalla struttura stessa, sigillando completamente il vano utilizzato a tale scopo. La soluzione è vantaggiosa dal punto di vista del peso, ma crea alcuni problemi nella realizzazione e nel montaggio e conseguente manutenibilità dei componenti dell'impianto montati nell'interno del serbatoio.

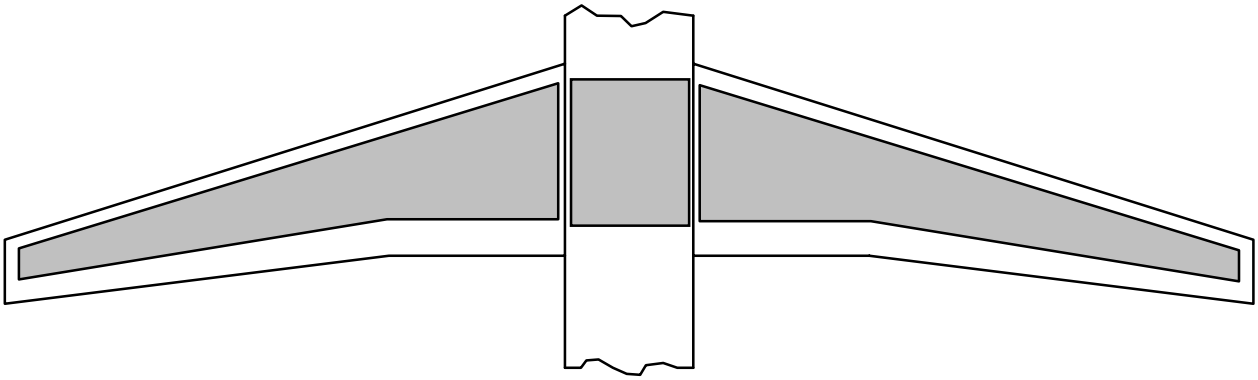


Fig. 7.1 - Collocazione tipica serbatoi

I *serbatoi flessibili* sono serbatoi di materiale sintetico, non attaccabile chimicamente dal combustibile, montati in un vano e fissati attraverso un certo numero di punti di attacco. I serbatoi flessibili consentono un certo movimento rispetto alla struttura e quindi non interferiscono con la rigidezza strutturale; d'altra parte, proprio per questa possibilità di movimento, possono avere dei problemi di usura. Può inoltre risultare difficile il montaggio nel loro interno dei componenti dell'impianto. In fig. 7.2 si mostra la collocazione di questo tipo di serbatoi nell'elicottero Agusta A109: essi si trovano sotto la panchetta dei passeggeri posteriori e si sviluppano in altezza dietro alla paratia dell'abitacolo.

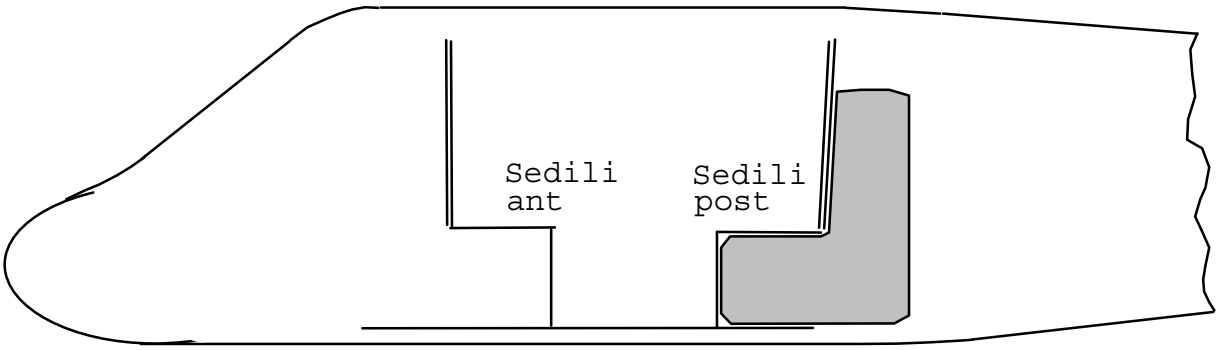


Fig. 7.2 - Serbatoi flessibili A109

I *serbatoi rigidi*, utilizzati principalmente nell'interno delle fusoliere, hanno il vantaggio di costituire un componente isolato, indipendente dalla struttura, con la quale interferiscono solo attraverso gli attacchi. D'altra parte hanno peso superiore a quello delle altre soluzioni e richiedono una certa cura nell'installazione, sia per i problemi di montaggio a posteriori nell'interno della struttura e di eventuali necessità di smontaggio, sia per l'interferenza che possono avere con la rigidezza strutturale.

In alcuni casi si utilizzano *serbatoi esterni*: è il caso di velivoli da combattimento a cui è richiesta un'elevata autonomia, sebbene il vantaggio del combustibile aggiuntivo venga in parte perso dall'aumento della resistenza aerodinamica. Questi serbatoi vengono di solito appesi sotto l'ala, in casi meno frequenti sopra l'ala o sotto la fusoliera. Solitamente vengono sganciati in caso di combattimento.
Il serbatoio deve contenere un certo numero di componenti dell'impianto combustibile: bocchettoni di rifornimento, paratie anti-sbattimento, sfiati, filtri, pozzetti di drenaggio, pompe ausiliarie, misuratori di livello.

7.4 Rifornimento

Il *riempimento* dei serbatoi avviene attraverso bocchettoni, dotati di un filtro grossolano per contenere le impurità di dimensioni maggiori. A seconda del tipo di impianto e delle possibilità fornite dai servizi a terra, il riempimento può avvenire per gravità o con invio di combustibile sotto pressione. L'invio di combustibile pressurizzato è di solito centralizzato, nel senso che esiste un pannello di rifornimento, accessibile da terra, attraverso il quale si comanda il riempimento di tutti o di una parte dei serbatoi.
Per impianti più semplici il riempimento avviene per gravità da bocchettoni posti nella parte superiore del serbatoio. Anche negli impianti complessi, che prevedono rifornimento pressurizzato da un unico o da due pannelli, sono comunque installati dei bocchettoni di rifornimento per gravità, da utilizzare in caso di mancanza dei necessari servizi a terra.
Durante il rifornimento occorre collegare elettricamente il velivolo e l'autobotte di rifornimento in modo da evitare la possibilità di formazione di archi elettrici per differenze di potenziale elettrostatico. E' quindi necessario provvedere a opportuni *collegamenti elettrici di terra* fra i vari componenti.
I bocchettoni di riempimento devono essere installati in modo che sia impossibile riempire completamente i serbatoi, ma che resti un certo volume di espansione in modo da compensare eventuali dilatazioni del combustibile per variazione delle condizioni ambientali.
Molti velivoli militari hanno la possibilità di rifornimento in volo attraverso una sonda fissa o estraibile.
Molti velivoli non possono atterrare al peso massimo al decollo. Questi, se devono affrontare un atterraggio di emergenza poco dopo il decollo, hanno la possibilità di scaricare in breve tempo una grossa quantità di combustibile, raggiungendo un peso accettabile all'atterraggio e riducendo il rischio di incendio successivo.

7.5 Architettura interna dei serbatoi

Nell'interno dei serbatoi, soprattutto se questi hanno dimensioni notevoli, è necessaria la presenza di *paratie anti-sbattimento*, in grado di smorzare le oscillazioni del combustibile indotte dal movimento del velivolo. Normalmente i più grossi problemi di questo tipo si hanno in serbatoi molto allungati quali i serbatoi alari; un serbatoio alare con forte allungamento è normalmente un serbatoio alare integrale e quindi comprende nel suo interno un certo numero di centine che possono essere sufficienti a smorzare le oscillazioni del combustibile. Spesso, in condizioni di questo tipo, i fori di alleggerimento delle centine, che vengono utilizzati per consentire il passaggio del combustibile dall'uno all'altro settore del serbatoio, sono dotate di

valvole di non ritorno a flabello che tendono quindi a radunare il combustibile verso la mezzeria.
I serbatoi devono essere dotati di *sfiati* in grado di assicurare la necessaria ventilazione durante l'impiego e lo sfogo dell'aria durante il rifornimento.
Spesso i serbatoi vengono *pressurizzati*, inviando aria dal sistema pneumatico, in modo da limitare le perdite per vaporizzazione.
Nella parte inferiore del serbatoio è ricavato un *pozzetto di raccolta* dal quale, dopo un filtro, parte la tubazione di mandata del combustibile. La presa del combustibile è ricavata in modo da non pescare direttamente dal fondo. Questo consente di radunare nel fondo del pozzetto impurità presenti nel combustibile ed eventuali condense dell'acqua; è così possibile provvedere nella parte inferiore del pozzetto a *prese di drenaggio*.
Nei velivoli acrobatici con motore a reazione il pozzetto deve avere la possibilità di chiudersi in volo rovescio in modo da costituire una piccola riserva in grado di assicurare l'alimentazione dei motori per tutto il tempo del volo rovescio.
La presa dal pozzetto è spesso dotata di una pompa; questa, nei serbatoi ausiliari deve assicurare il travaso ai serbatoi principali; nei serbatoi principali invece è utilizzata per assicurare una certa pressione all'ingresso delle pompe principali, in modo da evitarne un'entrata in cavitazione.

7.6 Misure di quantità di combustibile

Nei serbatoi sono installate delle sonde per la *misura del livello di combustibile*. Le sonde possono essere costituite da galleggianti collegati ad una cerniera tramite un'asta; misurando mediante un potenziometro l'inclinazione dell'asta si ha una misura del livello di combustibile (fig. 7.3). Una soluzione più raffinata e frequente è quella di utilizzare sonde capacitive; queste sono realizzate mediante due cilindri coassiali, ognuno dei quali costituisce l'armatura di un polo di un condensatore (fig. 7.3); la capacità del condensatore dipende, oltre che dalle caratteristiche geometriche, anche dal dielettrico: tale capacità risulta quindi legata al livello di carburante all'interno della sonda. Recentemente (Boeing 777) sono state sviluppate sonde ultrasoniche, che misurano il livello di combustibile in base ad un segnale riflesso dal pelo libero.

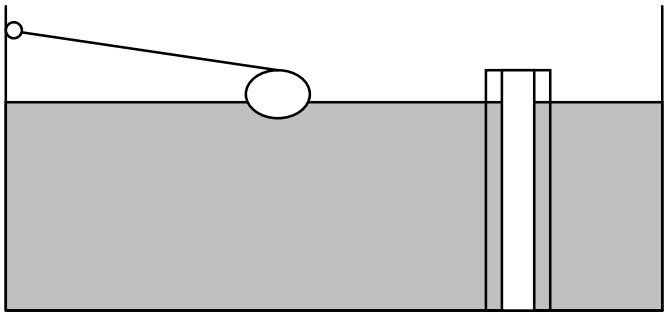


Fig. 7.3 - Sonda a galleggiante e sonda capacitiva

In genere è conveniente introdurre uno smorzamento del segnale di livello, per evitare di leggere sull'indicatore tutte le fluttuazioni presenti nel serbatoio. Questo si può ottenere elaborando opportunamente il segnale o rallentando la variazione di livello nelle sonde, per esempio, nel caso delle sonde capacitive, utilizzando armature finemente forate.

In tutti i casi sopra citati si ottengono dal trasduttore delle misure di livello; quello che in realtà conta conoscere è la quantità di combustibile in volume, o meglio in massa, contenuto nel serbatoio; date le forme spesso assunte dai serbatoi la correlazione fra livello e volume non è lineare. Utilizzando le sonde capacitive è possibile, mediante opportuna lavorazione della sonda stessa, avere una distanza variabile fra le due armature e quindi costruire sonde che diano direttamente una misura del volume. Questa tecnica è utilizzata, ma evidentemente costosa; per molte forme di serbatoi un'unica sonda non è sufficiente per avere una misura del volume, perché non è possibile trovare nessun punto dove una sonda possa misurare una variazione di livello in tutto il campo di variazione del volume del combustibile.
Per tutti questi casi occorre ricorrere ad un certo numero di sonde ed elaborare le informazioni da esse raccolte; con serbatoi alari è possibile avere sonde che per un certo campo di volume restino sempre completamente bagnate o completamente asciutte (fig. 7.4).
L'elaborazione del volume di combustibile residuo è stata una delle prime funzioni demandate a bordo di velivoli a calcolatori; impiegando un calcolatore digitale è inutile ricorrere a sonde sagomate in modo da dare direttamente indicazione di volume, ma è più conveniente costruire sonde semplici in grado di misurare il livello e impostare nel calcolatore una curva di taratura.
Per ottenere la massa di combustibile presente occorre avere anche una misura di temperatura in modo da poter tenere conto delle variazioni di densità del combustibile, che possono essere sensibili.

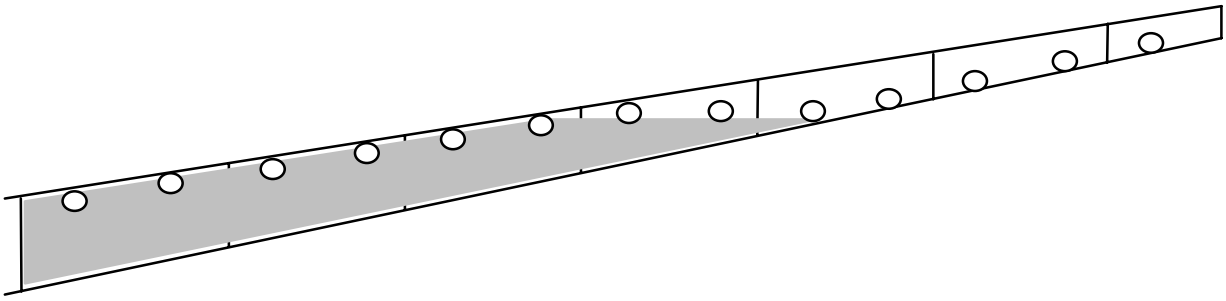


Fig. 7.4 - Sonde di livello in un serbatoio alare

7.7 Rete di distribuzione combustibile

Gli impianti combustibile sono molto vari a seconda del numero e del tipo di motori e della posizione relativa fra serbatoi e motori.
L'impianto più semplice lo si può realizzare in monomotori con motore alternativo a carburatore, e quindi con portate di combustibile modeste; in questi casi se il serbatoio è montato in una posizione per cui viene a trovarsi in tutti gli assetti di volo ad una quota più alta del carburatore, è possibile sfruttare la gravità per l'invio del carburante. In questo caso l'impianto sarà quindi limitato al serbatoio, ad una valvola di esclusione che consente di isolare il serbatoio dal motore, ad un filtro e una presa di spurgo.
Per potenze alte e per motori con alimentazione ad iniezione può essere opportuno avere nell'impianto una elettropompa, eventualmente attivata solo per regimi del motore al di sopra di un determinato valore.
Aumentando il numero dei serbatoi e dei motori l'impianto si complica per la necessità di utilizzare per tutti i motori il carburante contenuto nei vari serbatoi. Nei casi più comuni si hanno, per ogni motore, un serbatoio principale ed un serbatoio alternativo. L'alimentazione dei singoli motori avviene in condizioni normali dal corrispondente serbatoio principale; tuttavia

è possibile o alimentare il motore dal serbatoio alternativo o travasare il combustibile dal serbatoio alternativo al principale.
Quando si hanno velivoli plurimotori deve essere possibile alimentare qualsiasi motore con il combustibile di qualsiasi serbatoio. Questo è necessario in caso di piantata di motore per non diminuire troppo l'autonomia del velivolo e per evitare di squilibrare il velivolo mantenendo pieni i serbatoi di un'ala mentre vengono svuotati quelli dell'altra.
Nei velivoli con turboreattori i consumi raggiungono valori molto alti; le portate sono quindi grandi e di conseguenza sono importanti le perdite di carico nei condotti; questo rende necessaria la presenza di pompe in modo da assicurare in tutto l'impianto una pressione che permetta alla pompa del motore di funzionare; è infatti il motore che determina la portata necessaria al momento e bisogna garantire che in tutto l'intervallo di portata richiesta la pressione all'ingresso del motore sia compresa tra un valore minimo ed uno massimo.
Le pompe dovranno essere installate in modo da mantenere, per tutti i valori di portata richiesti, una pressione che sia per lo meno superiore alla tensione di vapore del combustibile.
Le pompe dovranno quindi essere installate il più a monte possibile nell'impianto ed è molto comune avere elettropompe centrifughe immerse direttamente nei serbatoi.
In molti impianti i serbatoi principali hanno pozzetto di raccolta con valvole di non ritorno, che impediscono il riflusso del carburante nel serbatoio, e riempimento del pozzetto tramite pompe che prelevano il combustibile da varie parti del serbatoio, oltre che per gravità.
Per i velivoli nei quali il peso massimo ammesso all'atterraggio è inferiore al peso massimo al decollo occorre prevedere dispositivi per lo scarico rapido del combustibile, in modo da consentire atterraggi di emergenza.

7.8 Calcolo dell'impianto

Le *pompe di alimentazione* impiegate negli impianti combustibile sono solitamente pompe fluidodinamiche di tipo centrifugo. Esse hanno il compito di prelevare il combustibile dai serbatoi primari e di inviarlo ai motori, garantendo l'apporto con continuità entro un certo intervallo di pressione e portata, onde evitare il flame-out dei motori.
Per il progetto del sistema di alimentazione, occorre tener conto del fatto che le portate possono essere rilevanti e di conseguenza le perdite di carico possono assumere valori sensibili. Nella configurazione poi, spesso adottata dai velivoli commerciali, con serbatoi alari e motori in coda, le lunghezze delle tubazioni diventano di una certa consistenza e di conseguenza le perdite di carico possono diventare ancor più importanti.
La fig. 7.5 mostra un diagramma di funzionamento possibile per una pompa che debba garantire ai motori pressioni comprese tra i valori p_{MIN} e p_{MAX} e portate tra Q_{MIN} e Q_{MAX}. Le pressioni in ordinate sono riferite alla zona della pompa e quindi ai valori limite p_{MIN} e p_{MAX} si aggiungono le perdite di carico Δp, funzioni in genere del quadrato della portata. La pressione p_P erogata dalla pompa deve essere quindi tale che:

$$\text{per} \quad Q_{MIN} \le Q \le Q_{MAX} \quad \text{deve essere} \quad p_{MIN} + \Delta p(Q) \le p_P \le p_{MAX} + \Delta p(Q)$$

Di solito per ogni serbatoio primario ci sono più pompe che lavorano in serie o in parallelo. Inoltre queste sono dimensionate per far fronte all'avaria di quelle degli altri serbatoi primari. Questo implica il fatto che la linea di alimentazione ad ogni motore può essere alimentata in modo incrociato dalle pompe delle altre linee (fig. 7.6).

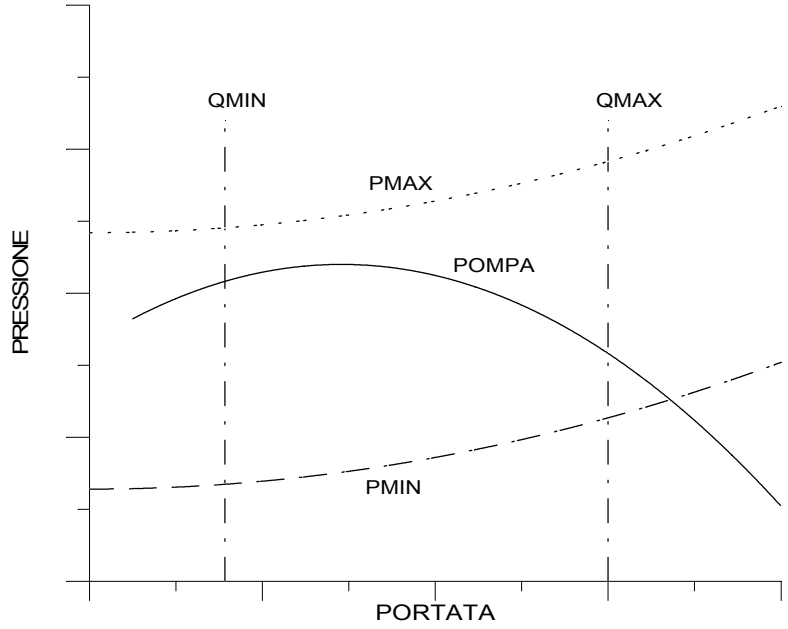


Fig. 7.5 - Diagramma di funzionamento pompa combustibile

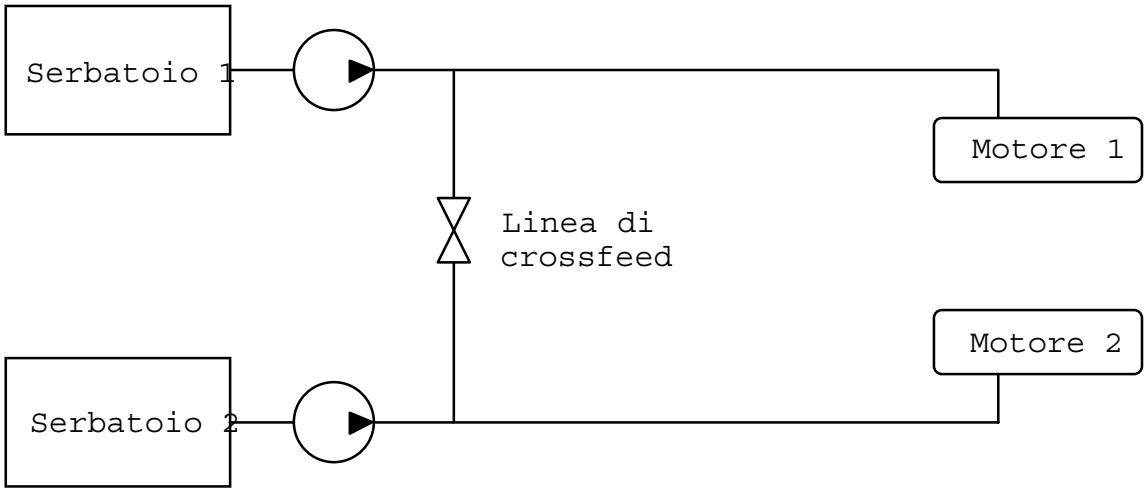


Fig. 7.6 - Alimentazione incrociata

Bibliografia

I.Moir, Allan Seabridge, *Aircraft Systems*, Longman Scientific & Technical, 1992.
F.Vagnarelli, *Impianti Aeronautici - Vol. I - Impianti di Bordo - Parte III*, IBN Editore, 1991.

8. IMPIANTO DI PRESSURIZZAZIONE E CONDIZIONAMENTO

8.1 Introduzione

L'impianto di pressurizzazione e condizionamento ha il compito di mantenere delle condizioni ambientali confortevoli a bordo durante tutte le fasi del volo, in termini di pressione, temperatura, umidità e composizione chimica dell'aria.
Al salire in quota la pressione e la temperatura dell'aria decrescono con leggi che mediamente possono essere rappresentate attraverso le ipotesi dell'aria tipo internazionale. Il corpo umano può resistere a variazioni di pressione e temperatura piuttosto modeste e sicuramente molto inferiori a quelle che si determinano alle usuali quote operative dei velivoli.
La pressione è importante sia per quanto riguarda la respirazione sia per gli effetti meccanici sul corpo; la temperatura determina effetti di malessere per piccoli scostamenti ed effetti letali per grossi scostamenti.
L'impianto viene di solito alimentato da quello pneumatico, previo opportuno trattamento dell'aria da immettere in cabina.

8.2 Condizioni di benessere

La respirazione è un processo fisiologico vitale che consente al corpo umano di assumere ossigeno e restituire anidride carbonica; per poter estrarre l'ossigeno dall'aria occorre che questa si trovi nei polmoni ad una certa pressione: per osmosi l'ossigeno passa nel sangue attraverso le superfici degli alveoli. E' da notare che quello che conta è la pressione parziale dell'ossigeno, indipendentemente dalla pressione totale della miscela fluida nel quale si trova l'ossigeno. Se l'apporto di ossigeno ai tessuti scende sotto un certo limite, si verifica un'*ipossia*, che si manifesta anzitutto con debolezza e scarsa capacità di concentrazione e, in seguito, perdita di conoscenza.
Il limite inferiore di pressione parziale dell'ossigeno necessaria per le attività fisiche e psichiche è variabile da individuo ad individuo; mediamente si può ritenere che una pressione di 80 mmHg agli alveoli sia sufficiente. Dato che mediamente la percentuale di ossigeno nell'atmosfera è del 20% (ed è praticamente costante per tutte le quote operative attuali), risulta necessaria una pressione totale di 400 mmHg, corrispondente in aria tipo ad una quota di ~15000 ft. Diciamo che a 20000 ft il rischio di perdita di conoscenza è elevato.
Per poter assicurare una corretta attività a quote più elevate occorre ristabilire un corretto valore della pressione parziale dell'ossigeno, e questo è possibile per due vie:

1. aumentando la pressione totale dell'aria a pari percentuale di ossigeno;
2. aumentando la percentuale di ossigeno nell'aria a pari pressione.

Un aumento della pressione nell'interno della fusoliera rispetto alla pressione esterna è il metodo più utilizzato, per gli ovvi vantaggi pratici e psicologici per i passeggeri. La condizione di benessere mantenuta in cabina è, per velivoli da trasporto passeggeri, entro la quota equivalente di 8000 ft, con variazioni in salita entro i 500 ft/min ed in discesa entro i 250 ft/min. Eccessivi gradienti di pressione possono causare danni dovuti alla lentezza della compensa-

zione fisiologica. A bordo dei velivoli militari dove l'equipaggio mantiene posizioni fisse ed indossa maschere ad ossigeno, la pressione massima è mantenuta alla quota equivalente di 20000 ft.
Le condizioni di benessere legate alla temperatura ed all'umidità sono invece più difficilmente definibili, trattandosi di sensazioni estremamente variabili da individuo ad individuo; in generale la temperatura è ritenuta accettabile per valori fra 20÷24°C in estate ed 18÷22°C in inverno, con tenori di umidità relativa attorno al 30÷70% ed una quantità d'aria
Le condizioni sopra dette devono essere mantenute nel velivolo in qualsiasi condizione: devono cioè essere assicurate con velivolo fermo al sole in una pista in zona equatoriale, come in volo alla quota di crociera o a terra in zona polare.

8.3 Pressurizzazione

Come accennato, la strada comunemente seguita per mantenere un'adeguata concentrazione di ossigeno in cabina è la pressurizzazione dell'aria esterna. La pressurizzazione viene ottenuta inserendo nella fusoliera aria spillata dal compressore del motore, se questo è un turboreattore, o con apposito compressore. Tale aria viene elaborata, prima dell'immissione in cabina, di modo da assicurare anche valori di temperatura ed umidità adeguati; un continuo ricambio d'aria assicura infine una composizione chimica adeguata.
E' chiaro che in queste condizioni esiste una differenza di pressione fra l'interno e l'esterno della fusoliera, che ne determina una condizione di carico. Il carico dovuto alla pressurizzazione ha rilevanza sia dal punto di vista statico che per quanto riguarda i fenomeni di fatica, nonostante il numero di cicli relativamente modesto, dati gli alti livelli di sforzo possibili e la presenza nella struttura della fusoliera di aperture per porte e finestrini.
La regolazione della pressurizzazione avviene regolando la quantità di aria che viene scaricata nell'atmosfera esterna; in questo modo si assicura un continuo ricambio dell'aria.
In sintesi il funzionamento dell'impianto di pressurizzazione viene schematicamente rappresentato in fig. 8.1.

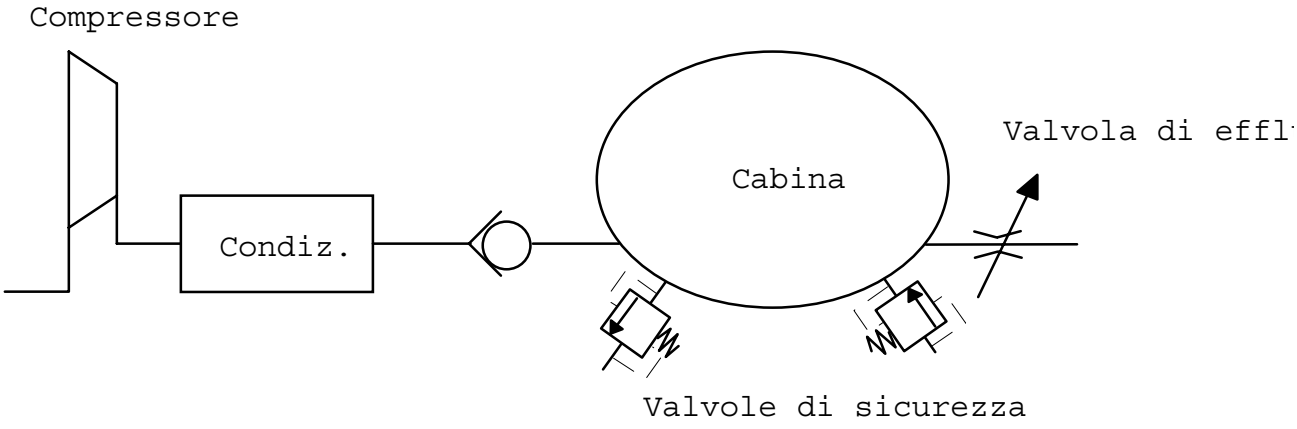


Fig. 8.1 - Impianto di pressurizzazione

L'aria, proveniente dal ciclo di condizionamento che verrà descritto in seguito, viene immessa in cabina attraverso una *valvola regolatrice di pressione*. Una o più *valvole di efflusso*, di sezione regolabile, scaricano l'aria all'esterno: la differenza di pressione tra interno ed esterno e il valore di strozzatura determinano la portata che si genera. All'aumentare della quota e quin-

di della differenza di pressione, le valvole iniziano il movimento di chiusura, che non è mai totale onde garantire sempre un ricambio. La regolazione della pressurizzazione è ottenuta da una centralina di controllo nella quale è possibile regolare anche i gradienti di pressione. Normalmente prima del decollo vengono inseriti i dati di pressurizzazione cabina in base alla quota di volo prevista ed alla velocità di salita cabina. Viceversa, prima della discesa, vengono inseriti la pressione all'aeroporto e la velocità di discesa cabina.
In caso di avaria dell'impianto pneumatico, la valvola regolatrice di pressione si apre completamente ma una valvola di non ritorno evita che la pressione in cabina si sfoghi attraversi il condotto di ingresso; la valvola di efflusso si chiude completamente, di modo da mantenere in cabina una pressione accettabile per un certo tempo, durante il quale il velivolo dovrà perdere quota.
Sono installate delle *valvole di sicurezza* differenziali (fig. 8.1) per evitare la sovrapressione in cabina e quindi sforzi troppo intensi nella struttura; alcune di esse, dette valvole anti-vuoto, si aprono quando, per una discesa mal regolata, la pressione interna arriva ad essere inferiore di quella esterna, sottoponendo la struttura a carichi di compressione non previsti.
L'impianto si completa con un avvisatore acustico e luminoso che interviene quando la quota cabina supera i 10000 ft, un altimetro ed un variometro di cabina che forniscono rispettivamente la quota cabina e la sua velocità verticale equivalente, ed infine un indicatore di pressione differenziale. Il valore standard di tale pressione è 7.46 psi per i normali velivoli da trasporto passeggeri:, che è la differenza tra la pressione a 11000 m (limite superiore della quota di volo), e quella di 2400 m (massima quota di pressurizzazione cabina): la struttura viene cioè dimensionata in base a questo valore.
Di conseguenza la curva di pressurizzazione cabina, in funzione della quota, si può ottenere considerando la quota di tangenza del velivolo h_t e la quota cabina massima h_c, come nel diagramma di fig. 8.2: il punto di pressurizzazione cabina deve essere sempre compreso nell'area evidenziata, dove:

- la curva 1 rappresenta l'andamento della pressione esterna con la quota;
- p_0 è la pressione al suolo;
- p_t e h_t sono le condizioni di tangenza;
- p_c e h_c sono i valori di cabina;
- la curva 2 equivale alla 1 traslata verso l'alto di un valore pari a p_c-p_t, ovvero alla massima pressione differenziale prevista.

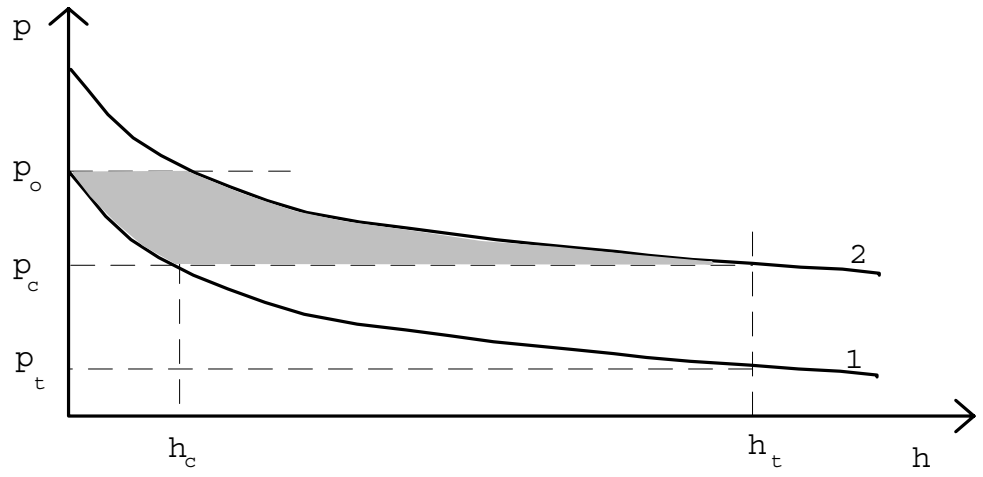


Fig. 8.2 - Diagramma di pressurizzazione

Per una missione di volo standard costituita da salita, crociera e discesa, in fig. 8.3 si riportano l'andamento tipico della quota effettiva p_e e quota-cabina z_c.

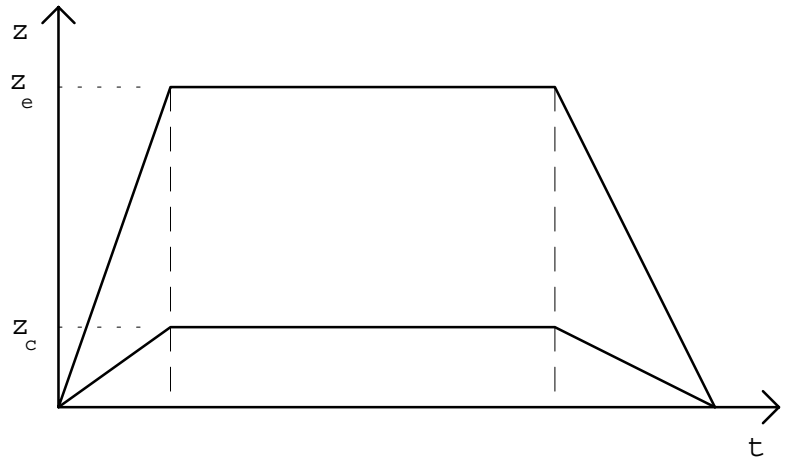


Fig. 8.3 - Quota effettiva e quota-cabina durante salita, crociera e discesa

I lati obliqui delle curve hanno un'inclinazione corrispondente alla velocità di salita e discesa effettiva del velivolo ed equivalente della cabina.

8.4 Condizionamento

Come osservato in precedenza, l'impianto di condizionamento deve essere dimensionato in modo da poter estrarre o introdurre calore nell'abitacolo e con una escursione di funzionamento assai elevata: si consideri che solo la temperatura dell'aria esterna può variare da un minimo di -60 °C a 12000 m ad oltre +40 °C a terra in zone molto calde.
Il dimensionamento dell'impianto di condizionamento deve partire da un bilancio termico dell'abitacolo, tenendo conto di tutti i fattori che ne possono influenzare la temperatura:

- condizioni ambientali esterne: temperatura, umidità, insolazione;
- riscaldamento cinetico della superficie esterna per attrito con l'aria;
- creazione di calore nell'interno della fusoliera da parte di tutte le apparecchiature, degli impianti e dei passeggeri (i quali inoltre generano una certa umidità);
- scambi di calore per convezione;
- scambi di calore attraverso le pareti dell'abitacolo per conduzione ed irraggiamento.

Introdurre calore a bordo di un velivolo moderno non è un problema, poiché l'impianto pneumatico già di per sé spilla aria a temperatura elevata dai vari stadi del compressore. Tuttavia, a meno che non si tratti di parcheggio o volo notturno in zona molto fredda, nella maggior parte dei casi è necessario sottrarre calore.
Il problema dello smaltimento termico è particolarmente pressante per velivoli da combattimento, dove attraverso le ampie superfici dei trasparenti passa un forte irraggiamento nell'abitacolo. Inoltre molte apparecchiature nel vano avionica devono essere direttamente raffreddate o, più raramente, riscaldate, di modo da mantenere gli strumenti entro l'intervallo di temperatura operativa.

In sintesi il ciclo operativo dell'impianto di condizionamento consiste nel prelevare aria dall'esterno e comprimerla, aumentandone così la temperatura; parte di questa aria viene trattata in un *ciclo frigorifero* ottenendo l'effetto di abbassarne la temperatura; nell'aria raffreddata il vapore condensa ed è quindi possibile ottenere aria fredda e secca.
Miscelando opportunamente l'aria calda e quella fredda è possibile ottenere dell'aria alla temperatura ed umidità corrette per il mantenimento delle condizioni ambientali volute nella cabina. Dalla cabina l'aria viene scaricata di nuovo all'esterno attraverso le valvole per il controllo della pressurizzazione.
Esistono in effetti alcuni impianti a ciclo chiuso, ossia con ricircolo dell'aria della cabina ed utilizzo di scambiatori di calore e filtri attivi per estrarre ossigeno dall'anidride carbonica: in tal modo si riduce sensibilmente lo spillamento d'aria dal compressore ed aumenta la resa del motore. Il sistema a ciclo chiuso è tuttavia utilizzato quasi solo a bordo di veicoli extra-atmosferici, dove è in effetti l'unica soluzione. Un impianto del genere infatti richiede una migliore realizzazione della tenuta della cabina e finisce con l'essere più pesante di quello a ciclo aperto.

8.5 Ciclo Joule inverso

I cicli frigoriferi maggiormente impiegati a bordo dei velivoli, specialmente se dotati di turbopropulsore, sono i cicli 'ad aria', ovvero sono cicli termodinamici nei quali è l'aria stessa che subisce le trasformazioni necessarie a portarla nelle condizioni di pressione e temperatura volute.
Il ciclo termodinamico frigorifero teorico è un *ciclo di Joule inverso*, caratterizzato dalle seguenti fasi (fig. 8.4):

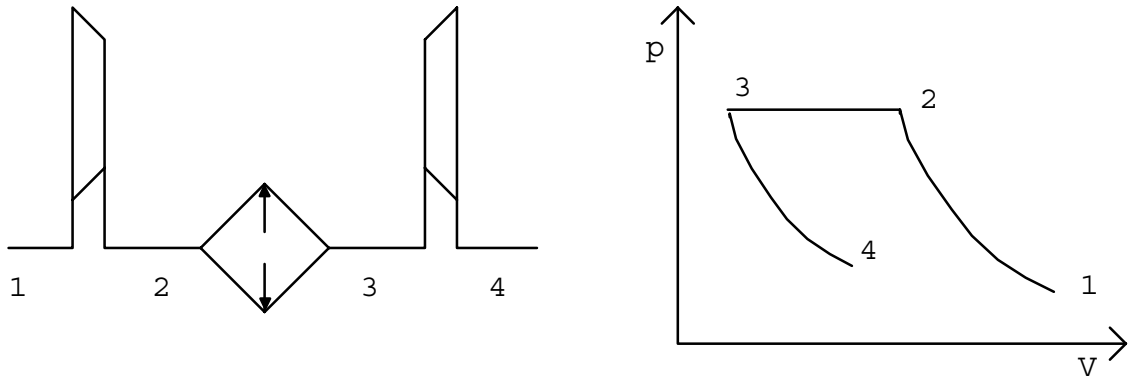


Fig. 8.4 - Ciclo Joule inverso

- 1-2, compressione adiabatica, essendo la condizione 1 riferita all'aria esterna;
- 2-3, raffreddamento isobaro;
- 3-4, espansione adiabatica, essendo la condizione 4 riferita all'aria da inviare in cabina;
- 4-1, ritorno alle condizioni iniziali.

La fase 1-2 viene praticamente realizzata spillando aria da un certo stadio del compressore del propulsore. Questa operazione non viene effettuata agli stadi più bassi, per non compromette-

re le prestazioni del motore; quindi ci si ritrova con aria ad una pressione ed una temperatura che di solito sono troppo elevate per il diretto utilizzo nelle utenze dell'impianto pneumatico, ovvero sistema antighiaccio e condizionamento.
La fase 2-3 viene realizzata mediante uno scambiatore di calore aria/aria. La trasformazione reale non potrà essere isobara per le inevitabili perdite di carico nello scambiatore. Il refrigerante è la stessa aria esterna proveniente da una presa dinamica, ma che può essere forzata con una ventola nello scambiatore se il velivolo è parcheggiato a terra.
La fase 3-4 viene realizzata con una valvola di trafilamento o meglio attraverso una turbina, permettendo così il ricupero di un parte dell'energia meccanica spesa nella fase di compressione: questa energia aziona la ventola che forza l'aria di raffreddamento nello scambiatore. L'espansione non dovrà generalmente avvenire fino alla pressione di partenza, ma arrestarsi ad una pressione più elevata in modo da consentire la pressurizzazione della fusoliera.
La fase 4-1 avviene praticamente all'esterno del velivolo quando l'aria viene espulsa dalla fusoliera dalle valvole regolatrici della pressurizzazione.
Il ciclo ha un'efficienza non molto elevata, ma data la sua semplicità è il più comunemente adottato.

8.6 Ciclo bootstrap

Il ciclo semplice sopra descritto viene spesso modificato in modo da aumentarne l'efficacia; una prima modifica è realizzata nei *cicli bootstrap*, nei quali l'energia fornita della turbina di espansione viene utilizzata per un compressore. Il ciclo viene cosi' trasformato (fig. 8.5):

- 1-2, prima compressione adiabatica, essendo la condizione 1 riferita all'aria esterna;
- 2-3, primo scambio di calore;
- 3-4, seconda compressione adiabatica attraverso un compressore mosso dalla turbina di espansione;
- 4-5, secondo scambio di calore;
- 5-6, espansione in turbina, essendo la condizione 6 riferita all'aria da inviare in cabina;
- 6-1, ritorno alle condizioni iniziali.

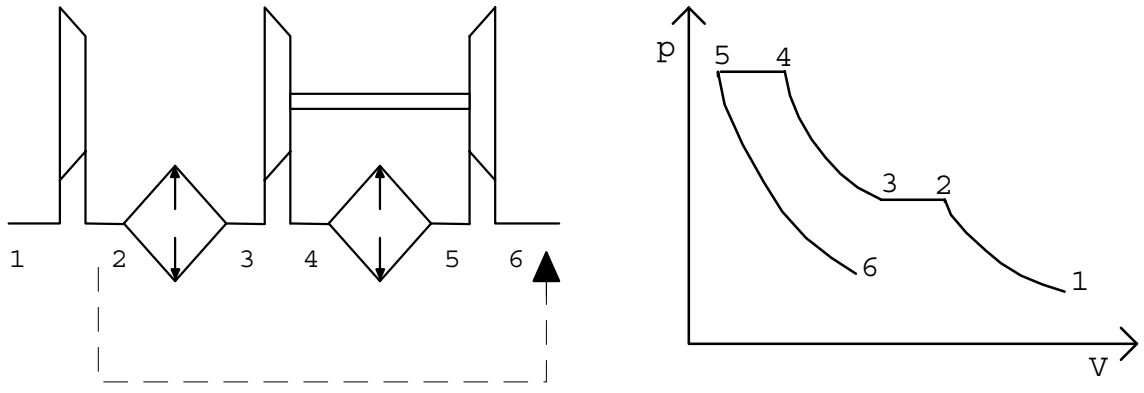


Fig. 8.5 - Ciclo bootstrap

Questo ciclo, a pari lavoro sottratto al compressore del propulsore, permette di arrivare a temperature più basse e quindi aumenta l'efficacia dello scambiatore di calore, oppure a pari calore scambiato permette di sottrarre meno energia dal propulsore.
L'aria di raffreddamento degli scambiatori di calore è in questi casi mossa per effetto di prese dinamiche durante il volo e mediante elettroventole o pompe a getto quando il velivolo è fermo o a bassa velocità. E' comunque possibile un dimensionamento del compressore e della turbina tale da lasciare energia disponibile per la ventola di forzamento dell'aria di raffreddamento (cicli *three wheels*).
Un effetto del raffreddamento dell'aria è anche quello di provocare un aumento dell'umidità relativa; se l'aria nelle condizioni iniziali possiede già una forte umidità relativa, questo aumento può essere tale da far superare l'umidità relativa del 100% e quindi provocare una condensazione; la parte di acqua condensata può essere facilmente estratta, ottenendo così l'effetto di una regolazione del contenuto di umidità nell'aria condizionata.
L'acqua sottratta viene usualmente iniettata nell'aria di raffreddamento degli scambiatori di calore, a monte di questi, in modo da sfruttarne l'evaporazione per aumentare l'efficacia dello scambiatore.
Mentre fino a qualche tempo fa le temperature all'uscita della turbina erano poco sopra lo 0 °C, per non correre il rischio di formazione di ghiaccio sulle palette, adesso si estrae efficacemente acqua prima del passaggio in turbina, di modo che l'espansione non determini la formazione di ghiaccio sulle palettature. Così facendo si possono ottenere temperature finali dell'aria anche di molte decine di gradi sotto zero, ed è quindi sufficiente un modesto apporto di aria fredda in cabina e quindi un dispendio energetico globale molto contenuto.
Per deumidificare l'aria si condensa l'umidità in gocce più grandi; questo si può ottenere per centrifugazione, eliminando poi l'acqua che si raccoglie in periferia, o forzando l'aria attraverso un coalescitore, su cui si formano le gocce d'acqua che vengono poi soffiate su delle piastre di raccolta, lasciate gocciolare e drenate.
In entrambi i casi Joule e bootstrap, la regolazione della temperatura finale viene ottenuta miscelando opportunamente l'aria che ha subito il ciclo frigorifero con l'aria proveniente dal compressore (linea tratteggiata nella fig. 8.5); nei cicli a bootstrap è possibile anche una miscelazione più complessa utilizzando l'aria che ha subito la seconda fase di compressione.

8.7 Ciclo a vapore

Accanto ai cicli ad aria vengono impiegati, anche se più raramente, cicli frigoriferi a freon. In questi impianti il raffreddamento dell'aria avviene in uno scambiatore di calore dove il fluido refrigerante è freon che ha subito un suo ciclo frigorifero, come negli impianti dei veicoli stradali.
In queste condizioni il ciclo frigorifero del freon è molto più efficiente in quanto sfrutta anche il cambiamento di fase da liquido a gassoso. Gli impianti di questo tipo risultano però più delicati dal punto di vista della manutenzione, per la difficoltà di realizzare un circuito sigillato per il freon; inoltre hanno temperature massime di lavoro piuttosto basse (circa 70°C); vengono quindi impiegati più raramente.
Negli impianti con ciclo a freon è conveniente adottare un ricircolo dell'aria di fusoliera, limitando l'introduzione di nuova aria solo alle necessità di rinnovamento dell'atmosfera nell'interno del velivolo.

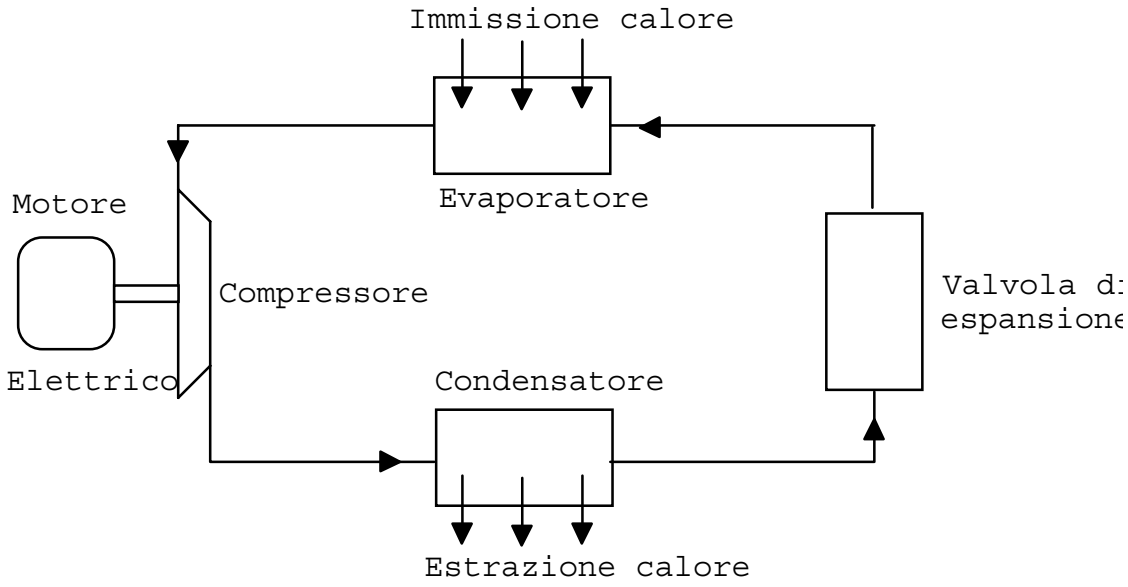


Fig. 8.4 - Componenti di un ciclo frigorifero a vapore

8.8 Distribuzione

Per la distribuzione dell'aria l'impianto prevede una rete di condotti con diramazioni e bocchette di aerazione in diversi punti della cabina, di modo da garantire una temperatura uniforme in tutto il volume abitabile. In prima approssimazione si può considerare che a bordo di un velivolo da trasporto passeggeri verranno distesi due o più condotti principali da cui si dirameranno le bocchette di aerazione (fig. 8.5).

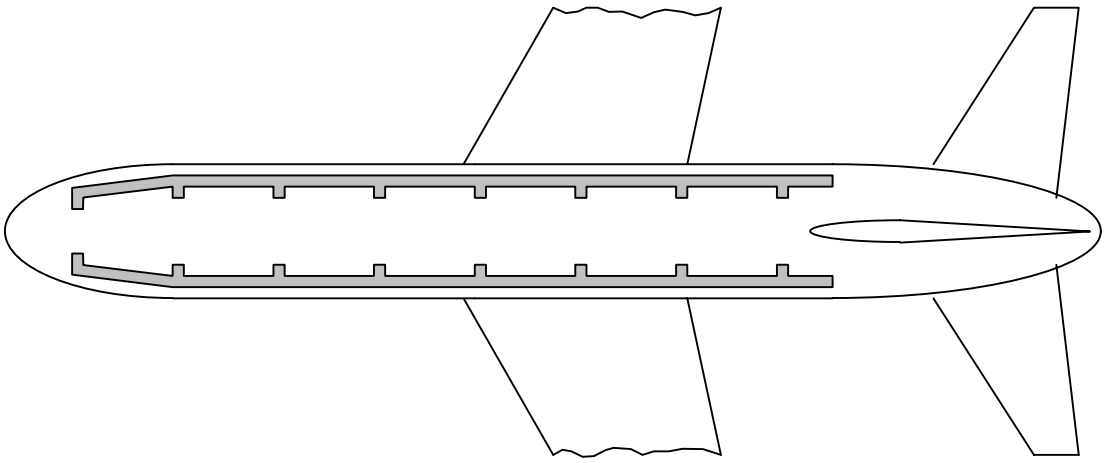


Fig. 8.5 - Rete di distribuzione aria

Per dimensionare la rete e garantire l'uniformità della distribuzione attraverso tutte le bocchette, è necessario considerare le perdite di carico distribuite lungo i condotti principali, quelle dovute ai vari raccordi delle diramazioni e quelle di sbocco. Normalmente la pressione scende lungo il singolo condotto principale e quindi da ogni bocchetta esce una portata Q_b sempre più debole man mano che ci si allontana dalla zona di generazione: in fig. 8.6a si mo-

stra l'andamento tipico della portata Q_b attraverso le varie bocchette; spesso il punto di minimo non si verifica nell'ultima bocchetta ma un po' prima, perché le perdite di carico sono proporzionali alla portata locale e, all fine del condotto, tale portata è piccola. Per evitare questa disuniformità di flusso, si aggiungono ulteriori perdite di carico, ovvero strozzature, nelle bocchette con portata maggiore, affinché la perdita di carico complessiva relativa ad ogni bocchetta sia uguale a quella delle altre; in fig. 8.6b si mostra la compensazione del flusso ottenuta aggiungendo delle perdite concentrate nella bocchetta.

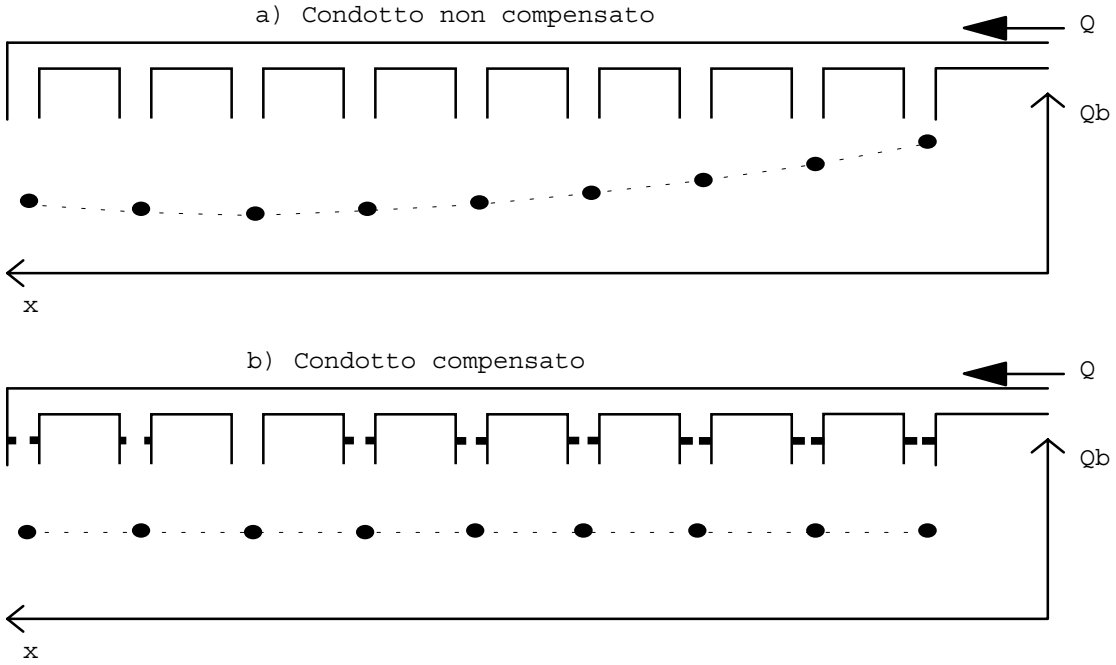


Fig. 8.6 - Compensazione del flusso nei condotti

8.9 Impianto ausiliario per l'ossigeno

Un modo per consentire la respirazione anche a quote elevate è come detto quello di aumentare la percentuale di ossigeno nell'aria in modo da mantenere nei limiti necessari la pressione parziale dell'ossigeno senza aumentare troppo la pressione in fusoliera. Sarebbe quindi pensabile l'impiego di questa tecnica per diminuire le sollecitazioni della fusoliera; in realtà questa soluzione presenta dei notevoli pericoli dal punto di vista della propagazione di eventuali incendi. Inoltre la respirazione ad una pressione equivalente di oltre 33000 ft inizia ad essere carente anche in atmosfera di ossigeno puro, perché si riduce molto lo scambio alveolare.
In caso di emergenza sui velivoli civili e normalmente su velivoli militari con equipaggio in posizione fissa, è possibile aumentare il tenore di ossigeno nell'aria respirata utilizzando maschere. Tutti i velivoli civili sono dotati di sistemi di emergenza che provvedono ad una distribuzione di ossigeno su maschere che vengono messe a disposizione dei passeggeri in caso di decompressione della fusoliera; in tali condizioni le conseguenze dell'ipossia sono esaltate dalla velocità con cui si verifica la decompressione e la perdita di conoscenza è più rapida e priva di sintomi premonitori.
Nei velivoli militari con equipaggio in posizione fissa è sempre presente un sistema che porta ossigeno agli occupanti. Questo sistema consente l'apporto di ossigeno in caso di emergenza

per decompressione della fusoliera ed in caso di espulsione del pilota, ma è anche impiegato per consentire il volo a quote più alte di quelle previste dall'impianto di pressurizzazione.
Per velivoli con quota di tangenza molto elevata può infatti essere conveniente limitare la pressurizzazione, e quindi il carico strutturale sulla fusoliera, tenendo conto che le quote più elevate vengono raggiunte solo in rare condizioni e per tempi limitati.
L'ossigeno può trovarsi a bordo in forma gassosa o liquida (con raffreddamento), condizioni che richiedono un frequente rifornimento. Attualmente molti velivoli militari sono però equipaggiati con sistemi che separano le molecole di ossigeno nell'aria proveniente dall'impianto pneumatico. Questo sistema è strettamente vincolato al funzionamento di tale impianto e, quindi, prevede comunque una riserva di ossigeno di emergenza.

Bibliografia

S.Chiesa, *Impianti Pneumatico, Condizionamento, Anti-Ghiaccio e A.P.U.*, CLUT, 1988
I.Moir, A.Seabridge, *Aircraft Systems*, Longman Scientific and Technical, 1992

9. IMPIANTO ANTIGHIACCIO

9.1 Introduzione

Esistono particolari condizioni atmosferiche in cui un velivolo rischia la formazione di ghiaccio su alcune zone della superficie esterna. L'impianto antighiaccio, presente su molti velivoli, ha il compito di ridurre il rischio di formazione del ghiaccio o di eliminare formazioni di ghiaccio, in particolare in zone dove viene gravemente compromessa l'aerodinamica, come l'ala, le appendici aerodinamiche e le prese d'aria dei motori.

9.2 Meccanismo di formazione del ghiaccio

Esistono diversi modi di formazione del ghiaccio sulla superficie esterna del velivolo, e diversi tipi di ghiaccio con differenti livelli di pericolosità.
Se un velivolo con la superficie esterna bagnata entra in una zona con temperatura inferiore a quella di congelamento, lo strato d'acqua in superficie si trasforma in *ghiaccio brinoso*, un sottile strato che non comporta grossi problemi se non un calo di visibilità attraverso i trasparenti, l'occlusione di piccole prese d'aria e qualche disturbo nella funzionalità delle antenne.
Ma esistono altri tipi di ghiaccio estremamente pericolosi per un velivolo.
Il vapore d'acqua presente nell'atmosfera può diventare, grazie anche alle basse temperature, saturo e condensare; il vapore condensato in acqua si raccoglie in gocce con diametri molto variabili: si può andare da diametri dell'ordine del micron a diametri dell'ordine del millimetro. A tal proposito le goccioline d'acqua si distinguono in:

- *droplets*, con diametri inferiori ai 100 μ (con una media di 10 μ);
- *rain drops*, con diametri superiori ai 100 μ (con una media di 1000 μ = 1 mm).

Le goccioline d'acqua tendono comunque a cadere, ma nell'interno della nube vi possono essere correnti ascendenti più o meno intense a seconda del tipo di nube; in queste condizioni le gocce più leggere possono salire e le più pesanti cadere: questo provoca uno scontro fra le varie gocce e per un fenomeno di coalescenza le gocce si uniscono formando gocce più grandi. Attraverso questo meccanismo si ha la caduta di pioggia al di sotto della nube. Da densità di acqua inferiore ai 0.1 g/m^3 in nube si sale a valori molto maggiori al di sotto di questa.
Il fenomeno è fortemente dinamico con continua evaporazione e ricondensazione per effetto delle variazioni di temperatura e pressione che si hanno al variare della quota e degli scambi di calore dovuti ai passaggi di stato.
Per temperature tra i -5 e -15 °C si ha per esempio congelamento delle droplets che però successivamente cadendo ripassano allo stato liquido.
La preoccupazione, per un velivolo che passa in una regione di alta umidità con condensazione e formazione di ghiaccio, è nel fatto che questa è una zona di transizione con presenza di quantità non trascurabili di gocce non in equilibrio, ancora cioè allo stato liquido anche se la temperatura è al di sotto di 0°C; in pratica è possibile trovare raindrops in condizione instabile non congelate in un campo di temperatura dai -4 ai 0 °C e droplets dai -10 ai 0 °C.
Al passaggio del velivolo queste gocce urtano il velivolo e congelano sulla superficie di impatto.

Il tipo di ghiaccio che si forma può avere diversi aspetti: può essere *ghiaccio vetroso* di aspetto trasparente normalmente dovuto a raindrops sopraffuse, o *ghiaccio opaco* se dovuto principalmente a droplets. Il ghiaccio vetroso ha un comportamento meccanico più rigido, quello opaco è più fragile.
Per avere la formazione di ghiaccio occorre quindi l'impatto delle gocce d'acqua sopraffusa sulla superficie del velivolo, e questo è possibile nelle zone corrispondenti a punti di ristagno della vena d'aria (bordi d'attacco di ali, piani di coda, bordi d'attacco di eliche, punti salienti della fusoliera, ecc.) e anche nella loro prossimità data l'elevata differenza di densità dell'acqua rispetto all'aria.

9.3 Metodo di calcolo

La determinazione della zona che può essere interessata dalla formazione di ghiaccio è una questione complessa. Esistono degli studi eseguiti su cilindri che danno dei parametri indicativi dell'area interessata e della massa d'acqua catturata.
Partendo dal numero di Reynolds definito come:

$$\mathrm{Re} = \frac{VD\rho}{\mu}$$

dove:

V = velocità dell'aria;
D = diametro delle gocce;
ρ = densità dell'aria;
μ = viscosità dell'aria;

e dal parametro adimensionale

$$\psi = 18\frac{\rho C}{\rho_d D}$$

dove:

C = dimensione caratteristica del profilo (spessore);
ρ_d = densità droplets,

si calcolano i parametri:

$$\Phi = \mathrm{Re}\,\psi = 18\frac{\rho^2}{\rho_d}\frac{VC}{\mu}$$

$$K = \mathrm{Re}/\psi = \frac{1}{18}\frac{\rho_d V D^2}{\mu C}.$$

Questi consentono di ricavare, da curve sperimentali, i valori dei fattori Γ e ϑ, dove Γ è il

rapporto fra l'area interessata e l'area frontale dell'ostacolo e ϑ il semiangolo interessato nel cilindro utilizzato per le prove sperimentali.
La massa M di ghiaccio catturata nell'unità di tempo è data da:

$$M = \Gamma * A_f * V * \delta$$

dove, facendo anche riferimento alla fig. 9.1:

A_f = area di riferimento frontale;
δ = massa d'acqua per unità di volume d'aria (inferiore a 0.2 g/m^3 per raindrops in nube, 0.1 - 0.2 g/m^3 raindrops sotto nube, fino a 2 g/m^3 droplets in nube gelata).

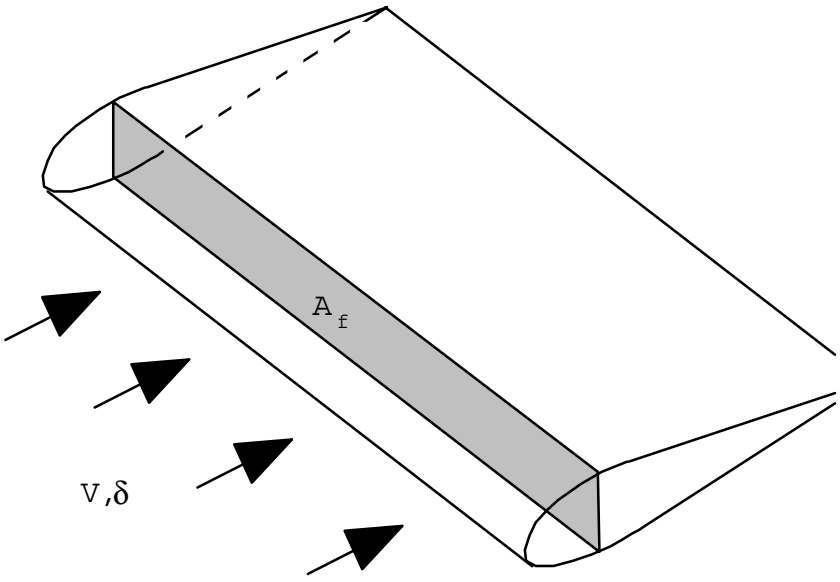


Fig. 9.1 – Modello di formazione di ghiaccio sul bordo d'attacco

Per un calcolo termodinamico della velocità di crescita occorre tenere conto di vari fenomeni:

- calore latente di fusione;
- riscaldamento per variazione di pressione;
- energia cinetica di arresto;
- fenomeni convettivi;
- evaporazione e sublimazione.

Le norme prescrivono di dimensionare l'impianto antighiaccio per due diverse condizioni; in una prima condizione si ha formazione di ghiaccio con bassa velocità di crescita, ma *continuativa*; in una seconda condizione si ha *crescita intermittente*, ovvero alta velocità di crescita per tempi limitati corrispondenti ad una certa dimensione delle nubi separate da distanza assegnata (fig. 9.2).

9.4 Effetti della formazione di ghiaccio

Le condizioni di temperatura ed umidità nelle quali è possibile la formazione di ghiaccio sono sufficientemente ristrette, ma quando questa è possibile può creare dei seri inconvenienti.
Si ha la possibilità di deposito di ghiaccio in tutte quelle zone del velivolo dove si ha ristagno dell'aria; sono quindi particolarmente esposte alcune zone critiche del velivolo ed in particolare:

- bordo d'attacco delle superfici portanti (ali, piani di coda, eliche);
- cerniere delle superfici di governo;
- prese d'aria dei motori;
- carburatori;
- prese di pressione per gli strumenti anemometrici;
- prese d'aria per gli scambiatori di calore dell'impianto di condizionamento;
- antenne radio;
- rivelatori di angolo d'incidenza.

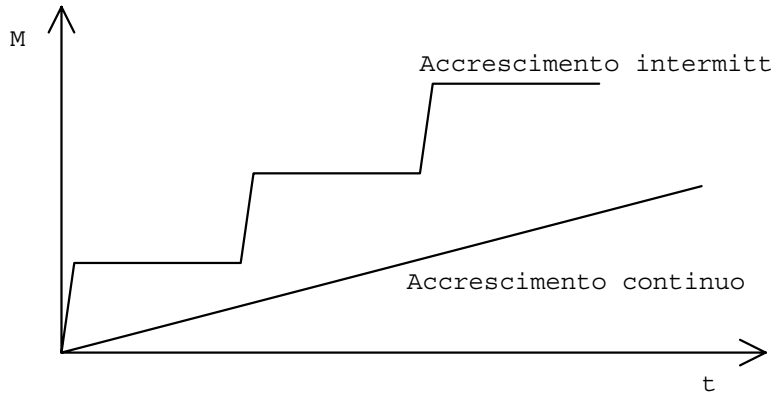


Fig. 9.2 - Le due condizioni di velocità di formazione ghiaccio

La formazione di ghiaccio in tutte queste zone è particolarmente pericolosa.
Sull'ala, a parte un aumento del peso che per quanto non particolarmente critico può comunque essere sensibile, si ha l'effetto particolarmente dannoso di alterazione della forma del profilo in una zona particolarmente importante per il corretto funzionamento aerodinamico dell'ala. Infatti la formazione di ghiaccio avviene essenzialmente sul bordo d'attacco del profilo, zona particolarmente rilevante per determinare le condizioni di stallo (fig. 9.3).

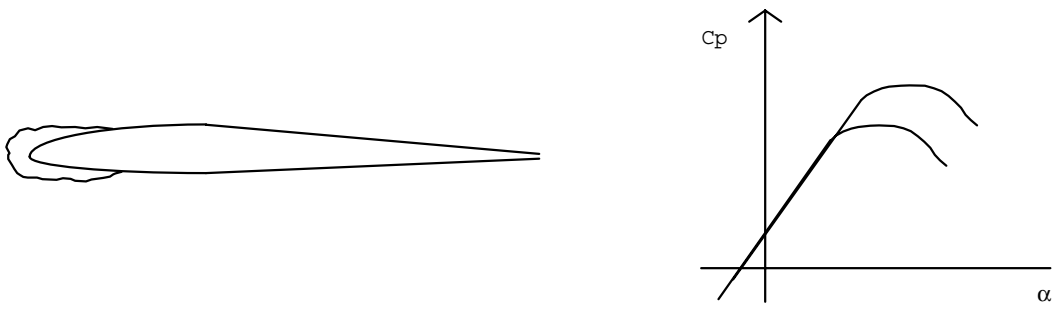


Fig. 9.3 - Formazione di ghiaccio sull'ala e degrado aerodinamico

Se il velivolo vola ad una velocità inferiore a quella di stallo del profilo degradato viene a trovarsi in condizioni di stallo anche senza variare l'incidenza; uno stallo in queste condizioni è particolarmente grave perché è improvviso e non segnalato dagli appositi strumenti che normalmente sono sensibili alla velocità o all'incidenza; è inoltre assai probabile che lo stallo si verifichi in condizioni non simmetriche o si manifesti all'estremità alari prima che verso la radice, rendendo quindi inefficienti gli alettoni; stati di questo tipo sono quindi estremamente pericolosi.
Analogo effetto si può avere nei piani di coda ed in particolare risulta pericolosa una condizione di stallo nell'equilibratore, condizione che pregiudica l'equilibrio e la stabilità del velivolo.
Formazioni di ghiaccio sulle cerniere o nelle fessure possono provocare un blocco delle superfici mobili con conseguente incontrollabilità del velivolo.
Sulle eliche la formazione di ghiaccio può avvenire sul bordo d'attacco; per le eliche, come per le altre superfici portanti, si ha un degrado delle prestazioni aerodinamiche, ma in questo caso l'effetto più dannoso è dovuto alla massa del ghiaccio che ben difficilmente si distribuisce in modo simmetrico e quindi crea l'insorgere di forze di inerzia che possono portare rapidamente ad effetti disastrosi.
La formazione del ghiaccio sulle prese d'aria dei motori o nel carburatore portano a malfunzionamento o addirittura a stallo del compressore dei turboreattori con conseguente spegnimento del motore. Nel carburatore la formazione di ghiaccio è possibile anche con temperature esterne molto più alte per la riduzione locale di temperatura dovuta all'espansione nel tubo di Venturi e all'evaporazione della benzina.
La formazione di ghiaccio può verificarsi in condizioni di temperatura e di umidità prevedibili e con una velocità di formazione dipendente dalle condizioni meteorologiche; data comunque la sua alta pericolosità è necessario utilizzare sistemi di prevenzione della sua formazione o per la rimozione del ghiaccio prima che riesca a produrre effetti dannosi.

9.5 Sistemi per la prevenzione della formazione di ghiaccio

Il sistema utilizzato a bordo per prevenire la formazione (anti-icing) del ghiaccio consiste nello scaldare le zone di superficie sulle quali la sua formazione è probabile; è sufficiente un incremento di temperatura abbastanza modesto per portarsi in condizioni di sicurezza.
I metodi di riscaldamento impiegato sono basati sull'impiego di energia elettrica o pneumatica.
È possibile il riscaldamento per via pneumatica nei velivoli dotati di motori a turbina (*sistema aerotermico*): viene a tal proposito spillata una certa quantità di aria da uno dei primi stadi del compressore, dove la temperatura ha già subito un certo incremento per effetto della compressione, e distribuita all'interno delle superfici da riscaldare. Questo sistema è largamente impiegato per i bordi d'attacco delle ali dove le superfici sono molto ampie, e talvolta per gli impennaggi. La temperatura dell'aria immessa è dell'ordine dei 200 °C e la potenza specifica richiesta dell'ordine delle 9000 kcal/m^{2}h, ma varia localmente in funzione della zona di bordo d'attacco considerata. Noto che sia il calore $\dot{Q}$ richiesto nell'unità di tempo, la portata in massa necessaria sarà data allora da:

$$\dot{m} = \frac{\dot{Q}}{c_p \cdot \Delta T}$$

dove la variazione di temperatura ΔT si potrà in prima approssimazione considerare tra il valore di spillamento dall'impianto pneumatico e quello di 0 °C e c_p è il calore specifico dell'aria a pressione costante.
È da notare che, per quanto la quantità d'aria da spillare dal compressore sia rilevante, l'inserimento dell'impianto avviene solo quando le condizioni atmosferiche lo richiedano. Questo comporta un degrado delle prestazioni del motore in tali condizioni, degrado tollerabile nei turboreattori, ma non sempre possibile nei motori turboelica dove l'equilibrio compressore-turbina-asse elica può essere troppo perturbato. Si tenga inoltre presente che tale sistema deve poter essere attivato in caso di avaria di un motore.
Impiegando energia pneumatica si ha un impianto estremamente semplice essendo in pratica costituito da una valvola di intercettazione e da tubazioni che convogliano l'aria nella cella anteriore dell'ala, soffiandola verso il bordo di attacco (fig. 9.4). Nel caso di presenza di superfici di ipersostentazione anteriore occorre scaldare anche la parte mobile e questo complica leggermente i collegamenti, realizzabili comunque per esempio mediante tubi flessibili.

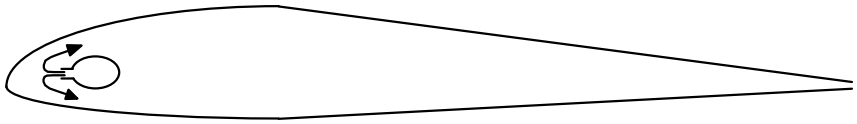


Fig. 9.4 – Sistema aerotermico per il bordo d'attacco

Per piccole superfici, quali le prese d'aria per gli strumenti anemometrici, o per superfici non raggiungibili con condotti d'aria. come i bordi d'attacco delle eliche, si preferisce l'impiego di riscaldamento mediante resistenze elettriche.
Anche grandi superfici alari potrebbero essere riscaldate per via elettrica; il consumo energetico, comunque prelevato dai propulsori, è praticamente lo stesso, ma in questo modo sarebbe necessario sovradimensionare i generatori elettrici con forte incremento di peso.
Un ultimo metodo per evitare la formazione di ghiaccio consiste nell'abbassamento del punto di congelamento mediante l'impiego di sostanze chimiche (alcoli o glicoli). Questo sistema è utilizzato prima del decollo spruzzando le superfici critiche quando le condizioni a terra sono particolarmente severe ed è comunque utilizzato per pulire l'ala a terra quando vi sono depositi di neve o grosse formazioni di brina.
Sono stati fatti tentativi di applicare tale metodo anche a velivoli in volo disponendo a bordo di un serbatoio di liquido antighiaccio e inviandolo sulla superficie da proteggere attraverso un certo numero di fori appositamente realizzati; il sistema è stato abbandonato sia per il peso dell'impianto che per la difficoltà di mantenerlo efficiente a causa della facilità di otturamento dei fori di spruzzamento.

9.6 Sistemi per l'eliminazione del ghiaccio

Questo sistema risulta molto più economico dal punto di vista energetico rispetto alla tecnica di evitare la formazione di ghiaccio mediante riscaldamento; è evidentemente più pericoloso perché per utilizzarlo occorre lasciar formare una certa quantità di ghiaccio.
I sistemi utilizzati sono di due tipi:

- meccanici;
- elettrici.

Il sistema meccanico, utilizzato essenzialmente sui bordi d'attacco delle superfici portanti, è basato sull'impiego di sistemi pneumatici discontinui in grado di eliminare il ghiaccio appena questo si sia formato. Il sistema è costituito da una o più guaine elastiche, incollate nella zona del bordo d'attacco come mostrato in fig. 9.5; opportuni cicli di pressione inviati nell'interno delle guaine ne provocano una deformazione che permette la rottura della crosta di ghiaccio e l'inizio del suo allontanamento dalla superficie alare, allontanamento che viene poi completato dall'effetto del vento. Nella fig. 9.5 si mostra un sistema a 3 guaine, dove quella centrale serve per dividere la calotta di ghiaccio in due parti, e quelle superiore ed inferiore allontanano le due parti dalla superficie.
In condizioni particolarmente critiche la quantità di ghiaccio che si forma fra i vari cicli di gonfiaggio della guaina può essere sensibile; se inoltre il ghiaccio si forma in condizioni non cristalline è possibile avere uno scorrimento del ghiaccio ed un suo allontanamento dalla guaina senza rottura; l'ulteriore formazione di ghiaccio avviene quindi su una superficie che non può più essere fessurata dalla deformazione della guaina.

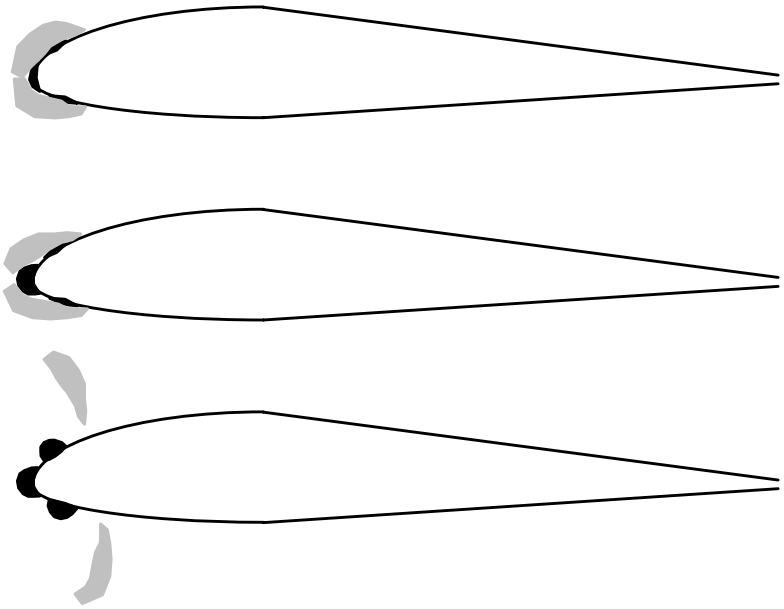


Fig. 9.5 – Sistema pneumatico di rimozione

Tale sistema presenta come inconvenienti un certo disturbo all'aerodinamica dell'ala (anche a sacche sgonfie), la necessità di dosare con precisione l'istante di intervento e il deterioramento del materiale. Tuttavia comporta un consumo energetico molto contenuto e quindi esso viene comunemente applicato a bordo di velivoli turboelica.
Effetti analoghi si possono avere con resistenze disposte in modo opportuno sulla superficie da liberare dal ghiaccio, come indicato nella fig. 9.6: un reticolo costituito da sottili pellicole di materiale conduttore viene alimentato in modo continuo, così da ottenere una formazione del ghiaccio in lastre non unite tra loro; in seguito, alimentando ciclicamente i pannelli, compresi tra le maglie del reticolo, si ottiene il distacco delle lastre di ghiaccio dalla superficie alare.
La potenza specifica necessaria è dell'ordine dei 25 kw/m^2: l'applicazione di questo sistema come antighiaccio degli impennaggi non comporta grandi consumi energetici, mentre come antighiaccio alare richiede un'intensa generazione di energia elettrica a bordo. Peraltro è un sistema aerodinamicamente pulito.
Per tutti i sistemi di rimozione del ghiaccio occorre fare attenzione che la configurazione del

velivolo sia tale da non avere inconvenienti a causa del ghiaccio che si stacca dall'ala; il ghiaccio così staccato non deve poter urtare coi piani di coda, non deve entrare in motori, ecc.

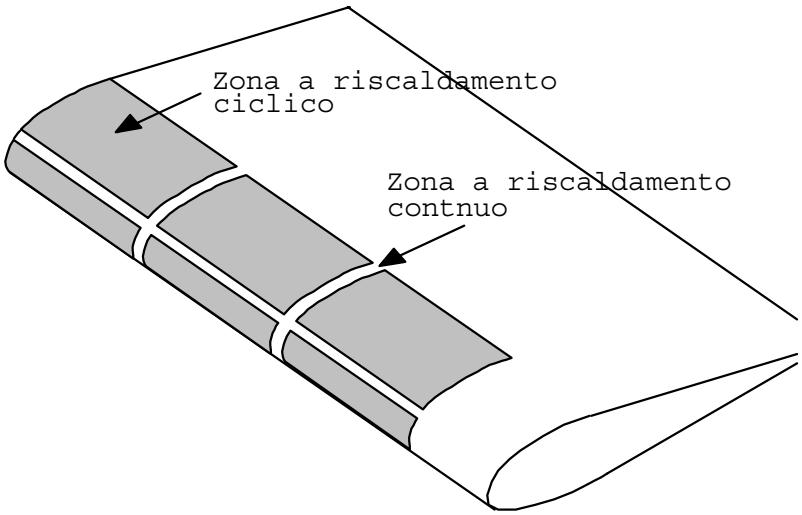


Fig. 9.6 – Sistema elettrico di rimozione

Bibliografia

S.Chiesa, *Impianti Pneumatico, Condizionamento, Anti-Ghiaccio e A.P.U.*, CLUT, 1988
F.Vagnarelli, *Impianti Aeronautici - Vol. I - Impianti di Bordo - Parte III*, IBN Editore, 1991.

10. CARRELLO D'ATTERRAGGIO

10.1 Introduzione

Il carrello di atterraggio costituisce una delle parti sostanziali di un velivolo; dal punto di vista del peso può rappresentare una quota del 3 al 5% di quello totale e dal 15 al 20% di quello a vuoto; anche dal punto di vista economico l'incidenza del costo degli organi di atterraggio costituisce una percentuale rilevante.
Il carrello è costituito da una serie di componenti principali:

- organi e cinematismi di estrazione/retrazione;
- ammortizzatore;
- freno;
- ruota;
- pneumatico.

Il carrello rappresenta un tipico esempio di sistema di bordo che ha pesanti interferenze con la struttura, l'aerodinamica, gli impianti e la meccanica del volo. Il progetto del sistema carrello per un determinato velivolo richiede sia lo sviluppo di componenti ad hoc, che l'impiego di componenti standardizzati, con maggiore o minore importanza dei due a seconda del tipo di velivolo e della sua diffusione.
Il progetto concettuale e preliminare viene di norma sviluppato contemporaneamente a quello dell'intero velivolo, mentre il progetto di dettaglio e dei componenti viene spesso delegato a ditte specializzate.
I compiti del carrello sono diversi, esso deve infatti consentire:

1. stazionamento del velivolo a terra;
2. spostamenti del velivolo a terra;
3. corsa di decollo;
4. atterraggio.

Dall'esame delle varie funzioni sopra elencate derivano alcuni condizionamenti ed indicazioni sullo sviluppo del progetto.
Per soddisfare la condizione 1 occorre avere un minimo di tre punti di contatti col terreno e risulta necessaria la presenza di ruote di cui alcune orientabili.
La condizione 2 richiede capacità di movimento e di manovra e quindi rende indispensabile la presenza di ruote, di sterzo e freni. Il carrello dovrà essere tale da assicurare un appoggio stabile col terreno sia in condizioni statiche, sia durante il movimento del velivolo; in queste condizioni il carrello deve essere in grado di assorbire le asperità del terreno senza trasmettere forze troppo grandi sia per limitare i carichi strutturali, sia per migliorare il comfort dei passeggeri.
La condizione 3 richiede la capacità di controllo del velivolo a terra fino a velocità corrispondenti a quella di decollo e la capacità di variare l'angolo di incidenza del velivolo fino al raggiungimento dei valori di portanza necessari al decollo; quest'ultima specifica condiziona la configurazione geometrica in modo da poter raggiungere l'angolo di assetto voluto senza interferenza del velivolo col terreno.

La condizione 4 richiede infine la capacità da parte degli organi di atterraggio di assorbire l'energia cinetica posseduta dal velivolo al momento del contatto del velivolo col suolo. Questo avviene praticamente in due fasi: in una prima fase viene assorbita e dissipata l'energia cinetica corrispondente alla componente verticale della velocità di atterraggio e la traiettoria del velivolo viene modificata rendendola parallela alla pista di atterraggio. Per adempiere a questo scopo il carrello necessita di organi in grado di compiere del lavoro dissipativo e di assorbire quantità notevoli di energia con corse sufficientemente limitate; saranno comunque necessarie in genere forze e quindi rigidezze elevate sotto carico dinamico. Successivamente viene assorbita la restante parte dell'energia cinetica fino all'arresto del velivolo.
Le specifiche introdotte dalla capacità del carrello di consentire l'atterraggio sono normalmente le più gravose e risultano le condizioni dimensionanti per il carrello e per la parte di struttura al quale questo è collegato.
Le dimensioni che devono assumere i carrelli per poter sopportare i carichi dell'atterraggio sono tali da renderli spesso ingombranti; questo comporta un notevole aumento del coefficiente di resistenza del velivolo per cui diventa necessaria una retrazione del carrello nell'interno del velivolo durante il volo.
La retrazione del carrello comporta delle notevoli complicazioni costruttive ed un certo incremento del peso, ma i vantaggi aerodinamici che si ottengono sono tali da richiederne l'adozione nella stragrande maggioranza dei casi.

10.2 Configurazioni del carrello

Per quel che concerne le ruote, le configurazioni vanno dal carrello a ruota singola, tipico dei piccoli velivoli, a quello ad un numero elevato di ruote, come indicato in fig. 10.1. In genere il numero di ruote cresce al crescere del carico previsto sulla gamba in questione.

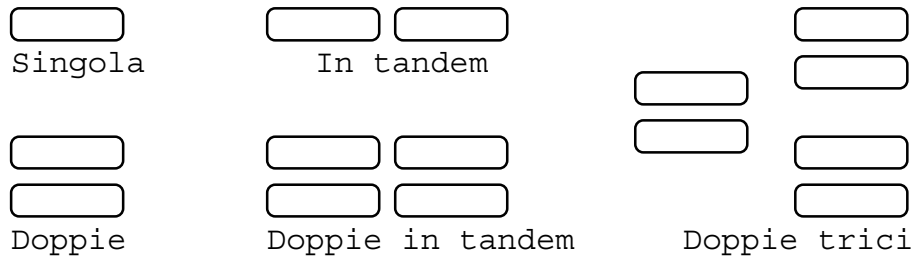


Fig. 10.1 - Alcune tipologie di carrello

Per quel che concerne invece la configurazione delle gambe, la *configurazione a triciclo* è la più comune, anche se non mancano alternative (fig. 10.2).
Tale preferenza è dovuta al fatto che i tre punti costituiscono il minimo per assicurare un appoggio sul terreno svolto esclusivamente dal carrello (sono impiegati carrelli con meno di tre punti di appoggio solo per velivoli quali gli alianti i quali riescono a rimanere in equilibrio anche con velocità estremamente basse); inoltre, in generale, il peso del carrello è minimizzato quando il numero delle possibili combinazioni di impatto col terreno è minimizzato; le soluzioni con più di tre gambe vengono quindi adottate per particolari configurazioni generali

del velivolo o in casi nei quali conviene aumentare il numero delle gambe per ripartirne il carico (Boeing 747).
Nella configurazione a triciclo due gambe, dette *principali*, sono poste nella stessa posizione longitudinale scelta il più possibile vicino al baricentro, mentre la terza gamba, detta *secondaria*, è posta il più lontano possibile dal baricentro, ossia in coda o, più frequentemente, sotto al muso. Normalmente il carrello principale sostiene il 90% del peso del velivolo fermo, mentre il 10% è nel carrello secondario.

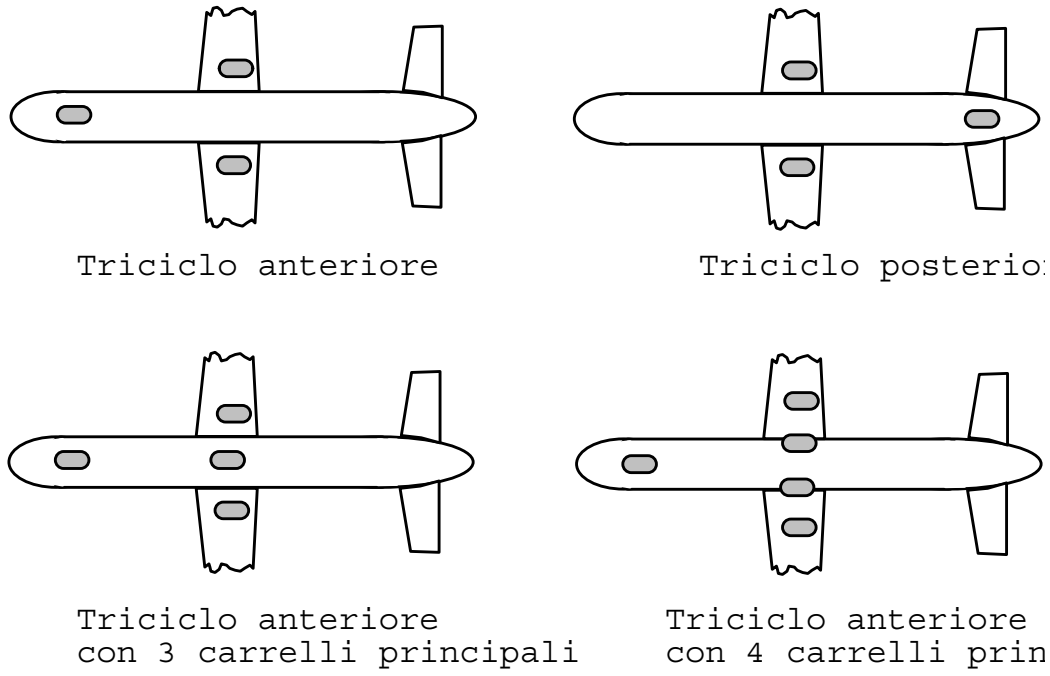


Fig. 10.2 - Alcune configurazioni possibili

La configurazione con *ruotino posteriore*, ormai in disuso, ha l'unico vantaggio di essere molto semplice, al punto che in alcuni casi di velivolo molto leggero il ruotino è sostituito da un pattino; gli svantaggi sono tuttavia notevoli:

- a terra il velivolo ha assetto cabrato, con problemi di visibilità durante il rullaggio, elevata resistenza aerodinamica e piano di carico inclinato;
- durante la frenata si genera una coppia dalla forza frenante sulla ruota e la forza d'inerzia orizzontale nel baricentro del velivolo, che tende a fare ribaltare in avanti il velivolo;
- durante l'atterraggio il velivolo tende ad aumentare l'assetto nel momento del contatto a terra, per la coppia che si genera dalla reazione del terreno e la forza d'inerzia verticale nel baricentro; esso tende cioè a riprendere il volo e il risultato può essere un atterraggio a salti;
- il velivolo soffre di instabilità laterale, per cui una traiettoria curvilinea viene accentuata se si tiene presente che il ruotino, essendo poco caricato dal peso, contribuisce poco alla tenuta laterale (fig. 10.3).

La configurazione con *ruotino anteriore* ha quindi i seguenti vantaggi:

- a terra il velivolo può avere un assetto orizzontale con vantaggi di visibilità durante il rullaggio, bassa resistenza aerodinamica e piano di carico orizzontale;

- durante la frenata il ruotino anteriore impedisce il ribaltamento in avanti del velivolo;
- all'atterraggio la configurazione con baricentro anteriore al punto longitudinale di contatto col terreno provoca un momento picchiante e quindi una riduzione dell'incidenza con conseguente calo della portanza alare;
- il velivolo è stabile lateralmente poiché tende a rettificare le curve (fig. 10.3).

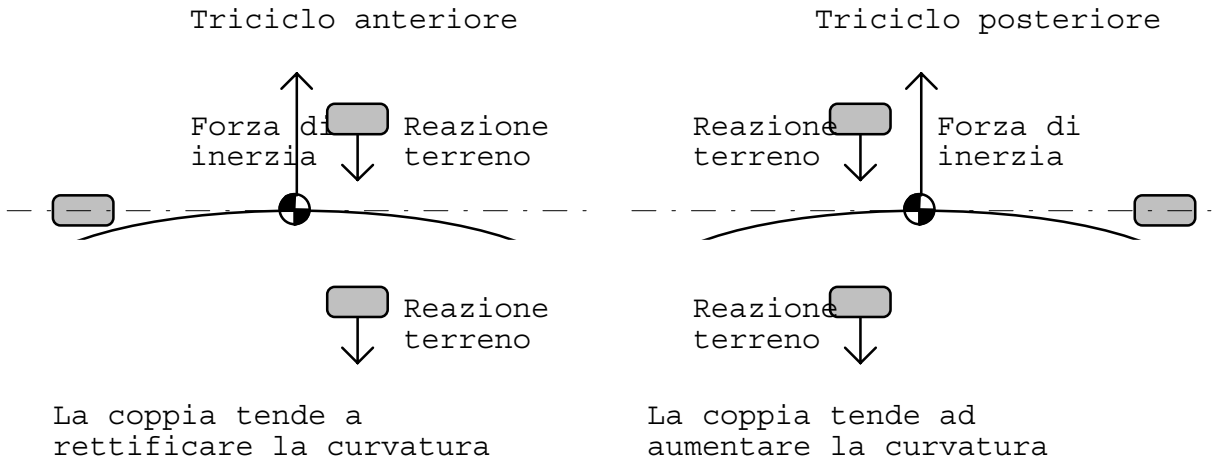


Fig. 10.3 - Stabilità laterale delle due configurazioni a triciclo

La posizione dei punti di appoggio al suolo deve essere scelta in modo da rispettare in tutte le condizioni la stabilità dell'equilibrio del velivolo.
Dal punto di vista statico questo presuppone che il baricentro, per tutta la sua possibile escursione, cada nel poligono delimitato dalle zone di appoggio al suolo. Dal punto di vista dinamico, bisogna considerare la stabilità sia longitudinale che laterale del velivolo a terra.
In caso di triciclo anteriore, la posizione del carrello principale deve tenere anche conto dell'assetto del velivolo al momento del contatto a terra, evitando che il baricentro cada dietro alla verticale sul punto di appoggio (fig. 10.4).

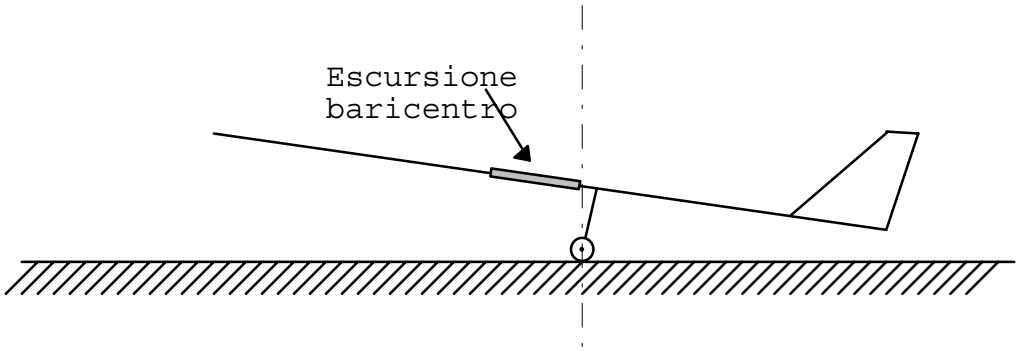


Fig. 10.4 - Posizioni di baricentro e carrello principale all'atterraggio

Durante il moto del velivolo a terra occorre inoltre tenere conto del fatto che traiettorie non rettilinee possono indurre forze di inerzia laterali e quindi è necessario che anche in queste condizioni non si verifichino condizioni di ribaltamento; da questo punto di vista è allora vantaggioso allargare la carreggiata del carrello principale il più possibile. D'altro canto durante l'atterraggio, se il sistema di appoggio al terreno ha più di un punto di contatto, è ben difficile che il carico venga applicato contemporaneamente su tutti i punti di appoggio; questo

comporta la convenienza a minimizzare i punti di appoggio possibili e a portarli il più vicino possibile alla verticale sotto la posizione del baricentro. Il risultato sarà un compromesso tra queste esigenze, strettamente influenzato dal fatto che la zona di vincolo al velivolo dovrà essere adatta alla trasmissione dei carichi previsti. Normalmente i velivoli ad ala alta hanno il carrello principale in fusoliera, quelli ad ala bassa nell'ala stessa. In alcuni velivoli il carrello è vincolato alla gondola motore.

10.3 Retrazione ed estrazione

Le gambe dei carrelli non potranno mai avere dimensioni, ed in particolare lunghezze, molto limitate; questo implica durante il volo la presenza di forti effetti di resistenza. Salvo casi di velivoli per velocità moderate e di costo modesto, si ricorre sempre all'espediente di retrarre il carrello nell'interno del velivolo quando questo è staccato dal terreno.
La retrazione/estensione del carrello comporta lo sviluppo di un meccanismo e la ricerca di un volume disponibile nella fusoliera o nelle ali per lo stivaggio del carrello retratto.
La movimentazione del carrello richiede un cinematismo che sia in grado di portarsi in una configurazione dove possa essere bloccato senza essere in presenza di momenti flettenti consistenti.
Uno dei metodi più semplici è rappresentato in fig. 10.5a e consiste di due soli elementi: la gamba e l'attuatore, che agisce anche da controvento laterale.
Nella storia dell'aeronautica sono stati studiati e sviluppati moltissimi tipi di cinematismi, piani o spaziali; salvo casi dove la configurazione richiede movimentazioni particolari per assicurare la scomparsa nell'interno del velivolo del carrello, la soluzione più diffusa al giorno d'oggi è la più semplice, cioè quella dove due aste di un *quadrilatero articolato* si allineano realizzando così un *arco a tre cerniere* con un'asta principale sensibilmente verticale che assorbe la maggior parte del carico sul carrello e un'asta diagonale con funzione di controvento, come in fig. 10.5b.
Soluzioni un po' più complesse, come nella fig. 10.5c, permettono lo stivaggio del carrello in uno spazio minore.
La soluzione 10.5d mostra come l'attuatore possa essere incluso a far parte del cinematismo anziché essere vincolato sul velivolo e servire solo per azionare il cinematismo.
In fig. 10.5e si osserva l'impiego di un attuatore per ripiegare il treno di ruote per ridurre il volume di stivaggio.
Ad estrazione o retrazione completate viene inserito un blocco che eviti il movimento del quadrilatero, come per esempio il blocco idraulico di fig. 10.5f.
Lo studio del cinematismo comporta quindi: una ricerca delle posizioni ottimali delle varie cerniere necessarie, uno studio della posizione del martinetto di attuazione, delle forze esercitate sul martinetto e dei problemi di interferenza fra i vari componenti reali del carrello durante tutta la corsa.
Quando possibile, il cinematismo viene realizzato di modo che durante l'estrazione si abbia un movimento all'indietro del carrello, affinché forza peso e forze aerodinamiche si sommino a favorire l'operazione.
La movimentazione del carrello avviene nella maggioranza dei casi attraverso martinetti idraulici, anche se in alcuni casi, ed in particolare per piccoli velivoli dove non esistano altre necessità di energia idraulica, vengono impiegati martinetti elettrici. Quando possibile, si preferisce evitare il movimento in sequenza del portello e del carrello, attuando entrambi con lo stesso martinetto, con evidente risparmio di peso e di affidabilità. Per l'attuazione di dispositivi di blocco del carrello, sia in posizione estratta che retratta, si usano pure martinetti. Il car-

rello quindi finisce per richiedere un impianto idraulico ed un impianto elettrico di una certa rilevanza.

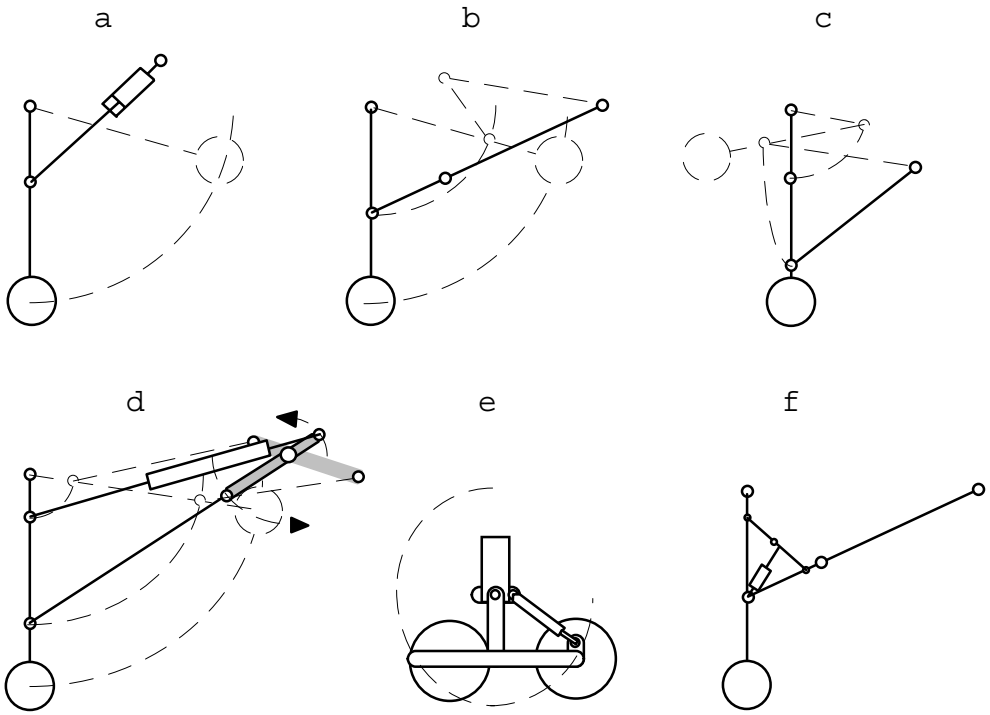


Fig. 10.4 - Cinematismi carrello e blocco

Comunque è previsto sempre un sistema di estrazione di emergenza indipendente da quello principale, da utilizzare in caso di guasto all'impianto idraulico o elettrico.
Il comando di retrazione inoltre deve ricevere consenso da un sensore di carico o di schiacciamento sulla gamba del carrello, onde evitare la chiusura con velivolo a terra.
Lo studio dell'interferenza fra i vari componenti del carrello e la determinazione del vano necessario a contenerlo hanno sempre costituito un notevole problema, risolto in prima approssimazione attraverso un certo numero di disegni e successivamente completato attraverso modelli. Questo è necessario specialmente per carrelli che abbiano movimento non piano o articolazioni particolari che rendono molto complesso lo sviluppo manuale dei disegni; al giorno d'oggi il problema è affrontabile attraverso i sistemi CAD in modo praticamente completo.

10.4 Ammortizzatore

Gli ammortizzatori costituiscono il componente principale del carrello ed hanno la funzione di assorbire energia durante la loro deformazione, restituendone solo una parte e dissipando il resto.
E' possibile sviluppare ammortizzatori con diversi sistemi: molle metalliche elastiche assiali o flessionali, molle e organi d'attrito, molle liquide, tamponi in gomma, sistemi pneumatici, ecc.; ma il sistema che ha la maggior diffusione, dato il miglior rendimento ottenibile a parità di peso, è costituito dall'ammortizzatore oleopneumatico. Solo a bordo di piccoli velivoli si può evitare l'impiego di questo tipo ammortizzatori; per esempio nello schema di fig. 10.6a la gamba è inclinata e, durante l'appoggio a terra, funziona da molla flessionale, mentre

l'energia è dissipata per l'attrito che si genera nel movimento trasversale del pneumatico sul terreno. In altri casi si possono introdurre dei tamponi di gomma che hanno funzione sia elastica che dissipativa (fig. 10.6b).

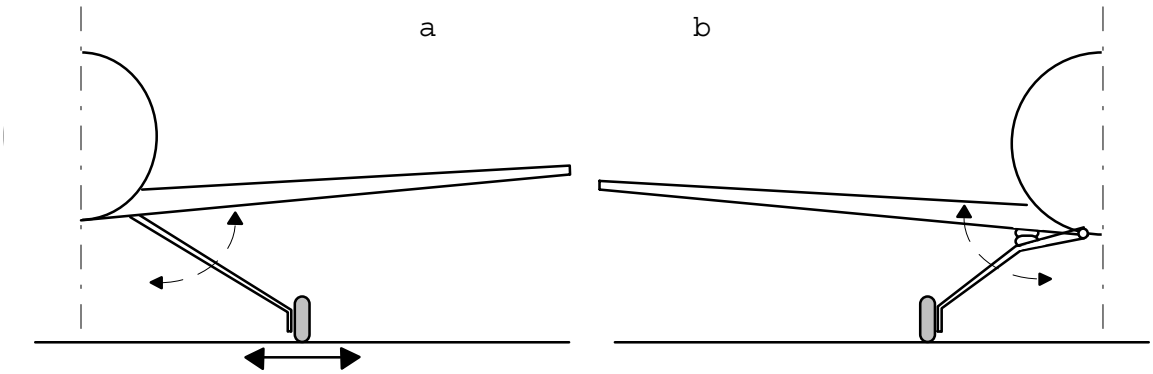


Fig. 10.6 - Ammortizzatore a molla flessionale e a tamponi di gomma

In un ammortizzatore oleopneumatico coesistono una camera nella quale viene compresso del gas e due camere separate da orifizi attraverso i quali viene trafilato dell'olio.
L'*elemento gassoso* dell'ammortizzatore accumula energia ed è in grado di restituirne la maggior parte (tutta quella che non viene dispersa in calore); le forze legate alla compressione del gas dipendono dalle variazioni di lunghezza dell'accumulatore.
L'*elemento oleodinamico* dell'ammortizzatore crea invece forze dissipative legate alla velocità di deformazione dell'accumulatore.

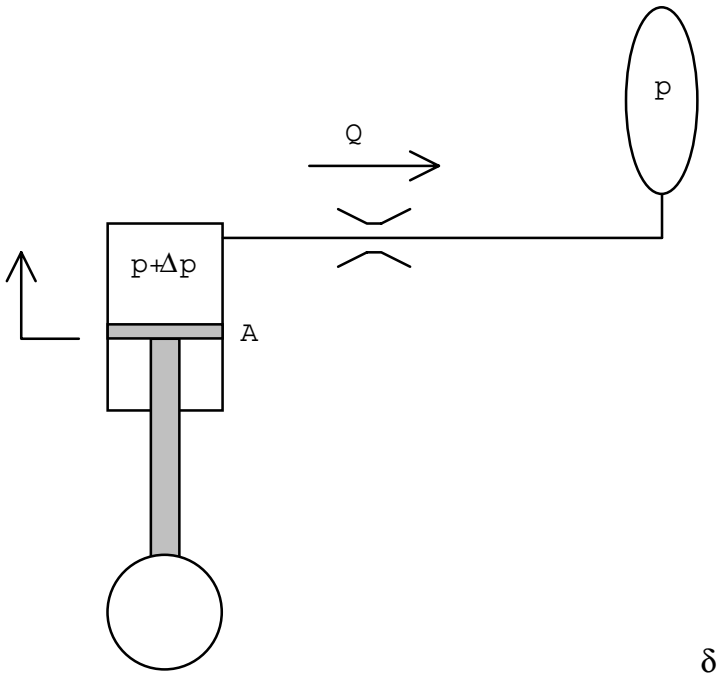


Fig. 10.7 - Rappresentazione schematica dell'ammortizzatore oleopneumatico

Schematicamente si può considerare l'ammortizzatore come un cilindro con pistone mobile (fig. 10.7), sul cui stelo si trova la ruota; nel cilindro si trova il liquido che, in condizioni statiche, è in equilibrio di pressione con un accumulatore a gas; durante il movimento del pistone

il liquido scorre attraverso una strozzatura e la pressione sul pistone è somma di quella statica dell'accumulatore e quella dinamica dovuta alla perdita di carico.
La reazione R nella gamba del carrello è quindi data da:

$$R = A(p + \Delta p) = A\left[p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A\delta} \right)^{\gamma} + K\left(\frac{d\delta}{dt} A \right)^2 \right] = Ap_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A\delta} \right)^{\gamma} + A^3 K \left(\frac{d\delta}{dt} \right)^2$$

dove:

A = Area del cilindro ammortizzatore
p_0 = Pressione di precarica ammortizzatore
V_0 = Volume gas di precarica ammortizzatore
δ = Schiacciamento ammortizzatore
K = Coefficiente di perdita di carico concentrata nella strozzatura
Δp = Perdita di carico concentrata nella strozzatura (KQ^2, dove Q = portata)

La componente statica segue un'adiabatica ed ha la forma indicata a tratteggio nel diagramma di fig. 10.8a, in funzione di δ, con asintoto per $\delta = V_0/A$. La componente viscosa ha un andamento legato a quello della derivata prima $d\delta/dt$, pure indicato a tratteggio in fig. 10.8a. La sovrapposizione dei due effetti risulta nella curva a tratto continuo. In realtà, raggiunto lo schiacciamento massimo, inizia il ritorno verso la posizione di equilibrio statico, di modo che il diagramma effettivo risultante ha la forma indicata in fig. 10.8b.

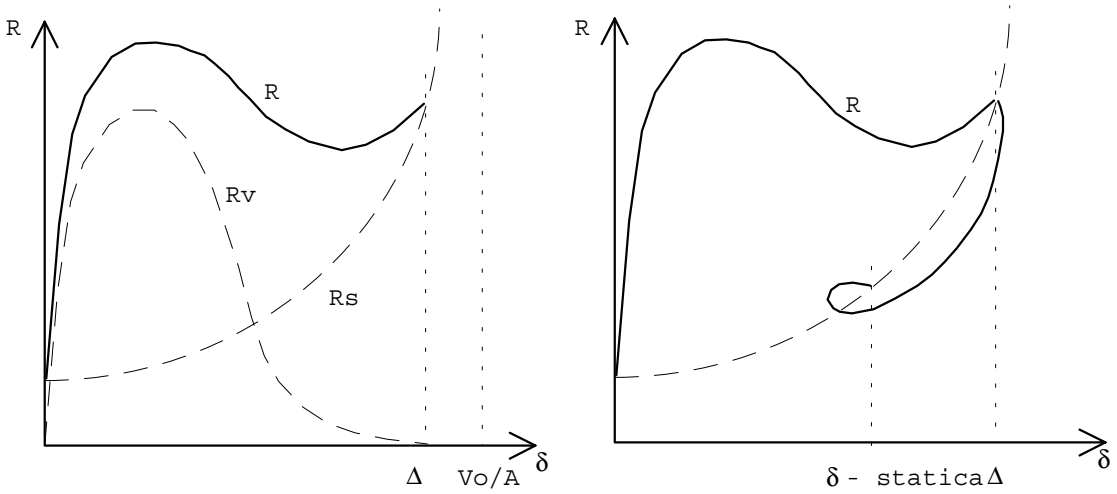


Fig. 10.8 - Reazione in funzione dello schiacciamento

La componente viscosa, come si può notare, è elevata e contribuisce in modo sostanziale non solo a smorzare il moto oscillatorio del velivolo dovuto alla reazione elastica del gas, ma anche a ridurre la corsa. Si può considerare infatti che in condizioni statiche l'ammortizzatore si trova compresso per il 60-70% della corsa totale, fatto che indica l'importanza della componente viscosa durante lo schiacciamento dinamico dell'ammortizzatore.
Mentre quella vista sopra in fig. 10.7 è una descrizione schematica del comportamento dell'ammortizzatore oleopneumatico, esistono in realtà diverse soluzioni, alcune delle quali sono rappresentate in fig. 10.9.

Come principio l'ammortizzatore è un macchina relativamente semplice; può però essere notevolmente complicata, per esempio per ottenere comportamenti variabili in funzione del verso di deformazione, ossia valori di forza viscosa diversi a seconda che il carrello sia in fase di compressione o di estensione (fig. 10.9d); oppure comportamenti variabili in funzione del valore di deformazione, per ottenere valori di forza viscosa durante lo schiacciamento all'atterraggio diversi da quelli durante la corsa di rullaggio (fig. 10.9e); oppure ancora comportamenti variabili con la pressione nelle camere di olio e gas, ottenuti con l'apertura di orifizi aggiuntivi in caso la pressione raggiunga valori elevati (fig. 10.9f).

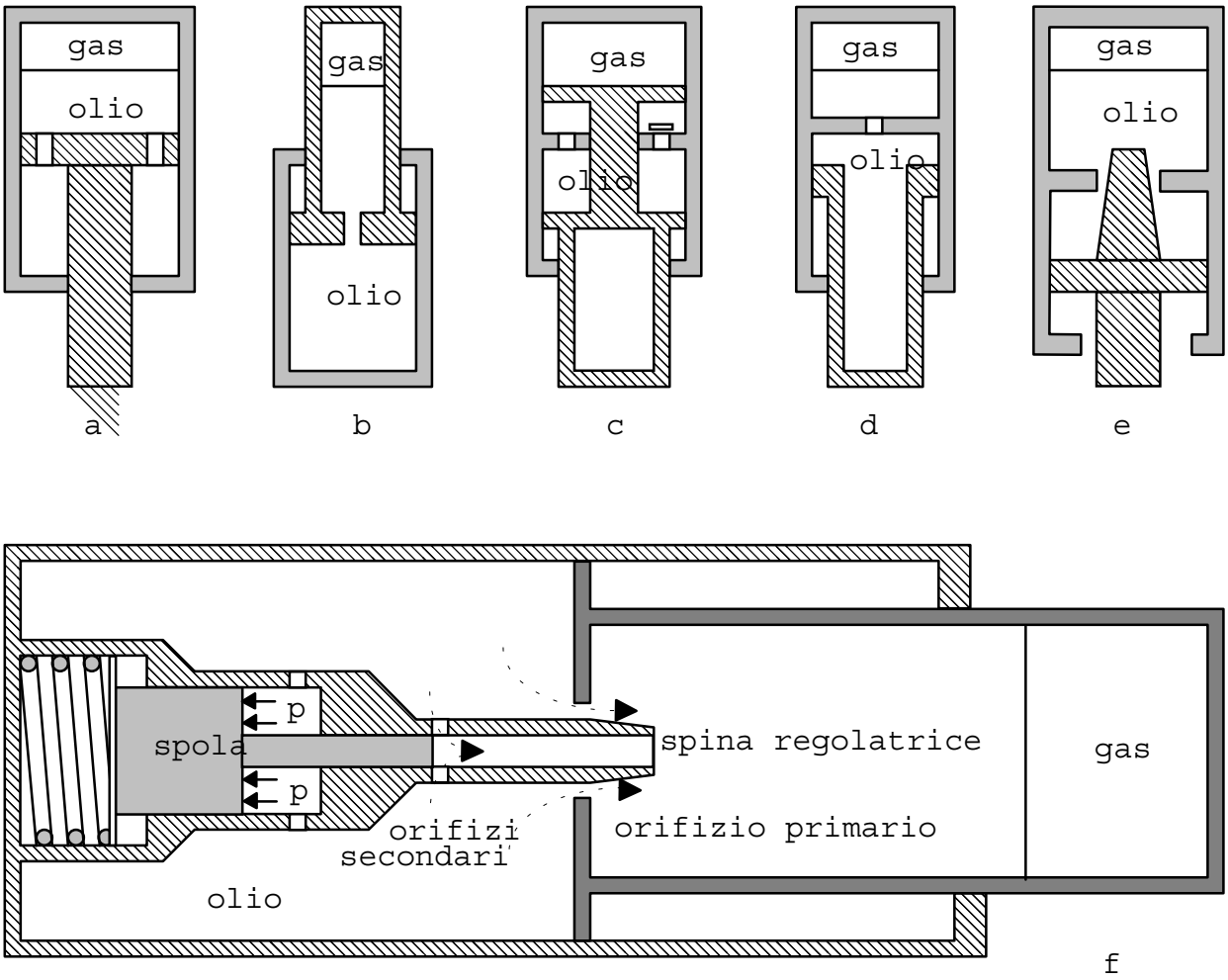


Fig. 10.9 - Schemi di ammortizzatori oleopneumatici

Passiamo ora ad una *valutazione semplificata della corsa* e del carico dell'ammortizzatore.
Come già detto, le condizioni di carico più gravose per il carrello sono all'atterraggio; in questa fase il carrello deve essere in grado di assorbire l'energia cinetica corrispondente alla componente verticale della velocità al momento del contatto col terreno e deve in massima parte disperderla.
Il lavoro L compiuto dagli organi del carrello è espresso da una funzione del tipo:

$$L = \int_0^{\Delta} R \cdot d\delta$$

dove R è la reazione al terreno, δ la corsa e Δ la corsa massima.
Tale legge ha validità generale e la forza avrà un andamento che dipende dall'elemento impiegato nel carrello per assorbire l'energia: con un elemento perfettamente elastico non precaricato si avrebbe $R = k\delta$, se precaricato $R = R_0 + k\delta$, con un elemento perfettamente rigido-plastico R = cost. Con un elemento oleopneumatico l'andamento della reazione R in funzione di δ è rappresentato nella precedente fig. 10.8.
In ogni caso si può esprimere il lavoro L anche con un'espressione del tipo:

$$L = \eta R_{MAX} \Delta,$$

dove R_{MAX} è la reazione massima raggiunta e $\eta = L/(R_{MAX}\Delta)$ rappresenta il *rendimento* dell'ammortizzatore: questo è pari a 0.5 per un elemento elastico, è inferiore a 0.5 per elementi pneumatici, è superiore a 0.5 per elementi in gomma e per elementi elastici precaricati; può arrivare a valori di $0.9 \div 0.95$ con ammortizzatori oleopneumatici. Il nome di rendimento è giustificato dal fatto che tale coefficiente esprime il rapporto tra il lavoro effettivamente assorbito dal sistema e quello massimo che si può assorbire con forza R_{MAX} e corsa Δ:

$$\eta = \frac{\int_0^{\Delta} R \cdot d\delta}{R_{MAX} \cdot \Delta}$$

Un bilancio energetico al momento dell'atterraggio ci porta a scrivere l'equazione :

$$\frac{1}{2} m v_Z^2 + mg\Delta = \int_0^{\Delta} R \cdot d\delta + \int_0^{\Delta} L \cdot d\delta$$

dove:
m = massa del velivolo;
v_z = componente verticale della velocità;
g = accelerazione di gravità;
R = reazione del terreno, corrispondente qui alla forza totale negli ammortizzatori;
L = portanza.

Al momento del primo contatto la portanza ed il peso del velivolo si equilibrano, ma, nella fase di schiacciamento che stiamo esaminando, la traiettoria del velivolo viene modificata (viene infatti annullata la componente verticale della velocità); anche se questa fase è troppo rapida perché il velivolo possa avere una rotazione di beccheggio sensibile, la variazione di traiettoria porta ad una *variazione di portanza* della quale occorre tenere conto.
La variazione della portanza in funzione di δ dipende dall'effettiva dinamica del velivolo; in prima approssimazione, mancando di ulteriori informazioni, è ragionevole supporre che la portanza si riduca ad un terzo del valore iniziale e che questa variazione avvenga con legge lineare (fig. 10.10).
Si può quindi scrivere:

$$\int_0^{\Delta} L \cdot d\delta = \frac{2}{3} mg\Delta$$

La reazione massima può essere ricavata fissando un valore massimo per il *coefficiente di contingenza* che per l'atterraggio è:

$$n = \left(\frac{L+R}{mg}\right)_{MAX} < \frac{L_{MAX}+R_{MAX}}{mg} = \frac{mg+R_{MAX}}{mg}$$

$$R_{MAX} = (n-1)\cdot mg$$

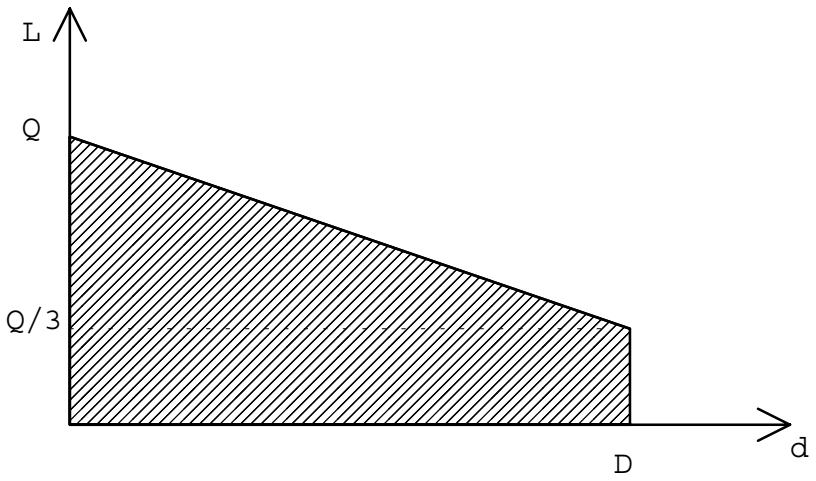


Fig. 10.10 - Andamento approssimato della portanza

avendo assunto sia per la reazione R che per la portanza L i valori massimi nell'intervallo considerato. Si osservi che il coefficiente di contingenza è legato alla categoria di velivolo, andando dal valore di 1.5 per velivoli da trasporto al valore di 5 e oltre per velivoli militari.
Sostituendo i valori degli integrali così calcolati nell'espressione dell'equilibrio energetico si ricava:

$$\Delta = \frac{v_Z^2}{\left[\eta\cdot(n-1)-\frac{1}{3}\right]\cdot 2g}$$

Quest'ultima equazione fornisce un legame fra lo schiacciamento massimo degli organi di atterraggio.
Il procedimento sopra tracciato consente di avere fino dalle prime fasi del progetto valori, sia pure approssimati, dei due parametri più importanti per la definizione del carrello: la forza massima trasmessa e la corsa necessaria.
Il procedimento contiene molte approssimazioni che è opportuno evidenziare:

- in condizioni di progetto è evidente che il rendimento dell'ammortizzatore non è noto e si può quindi solo adottare un valore stimato per analogia con altri progetti;
- nelle formule si è tenuto conto di uno schiacciamento complessivo e di un solo organo in grado di assorbire l'energia; in realtà questa funzione è svolta da due organi che lavorano contemporaneamente, l'ammortizzatore ed il pneumatico, sebbene questo abbia un contributo modesto;

- la legge di variazione della portanza è stimata e non può essere ricavata che da una conoscenza delle effettive caratteristiche aerodinamiche del velivolo nelle condizioni di atterraggio;
- sono stati trascurati tutti gli effetti, peraltro sensibili, dovuti allo spin-up della ruota e alla deformazione della struttura del velivolo.

Una valutazione sicuramente più precisa viene ottenuta con un'analisi dinamica del sistema a 2 gradi di libertà velivolo + carrello, ipotizzando che il velivolo sia connesso al carrello da un elemento deformabile che rappresenta l'ammortizzatore e che il carrello scambi una forza col terreno attraverso un elemento deformabile che rappresenta il pneumatico.

10.5 Freni

I freni utilizzati sui velivoli devono soddisfare a diverse esigenze:

- rallentare il velivolo dalla velocità di atterraggio fino all'arresto o comunque alla velocità di rullaggio;
- controllare il moto del velivolo, sia per quanto riguarda la direzione che la velocità, durante il rullaggio;
- tenere fermo il velivolo in condizioni di stazionamento anche durante la prova dei motori.

Delle varie esigenze la più gravosa è quella della frenata all'atterraggio, dove l'energia cinetica da disperdere è considerevole: i freni assorbono l'energia trasformandola in calore e sono quindi soggetti ad un notevole riscaldamento. Nei freni aeronautici la tendenza è quella di accumulare il calore, anziché disperderlo immediatamente; questo è possibile dato che fra le diverse frenate trascorre sempre un tempo notevole.
Il comando per la frenata è realizzato con due sistemi indipendenti per la gamba destra e sinistra, comandati dai due pedali della pedaliera. Questo consente una frenata differenziale utilizzata per il controllo della direzione del moto del velivolo sul terreno.
I freni impiegati in aeronautica sono tutti *a disco*, che rispetto a quelli a ganasce richiedono una lavorazione più economica e disperdono meglio il calore. Sebbene il dimensionamento del freno venga effettuato dalla casa produttrice del freno stesso, è opportuno che in sede di progetto del velivolo venga svolta una stima approssimativa delle dimensioni.
I freni sono costituiti da un *rotore* ed uno *statore* (fig. 10.11); il rotore è un impaccamento di dischi, calettati sull'asse e accoppiati al cerchione attraverso una cava, di modo da poter scorrere lungo di esso pur ruotando con esso; i dischi hanno inoltre degli intagli radiali per ridurre lo svergolamento dovuto al calore.
Alternati ai dischi del rotore si trovano quelli dello statore, costituiti da un anello metallico che serve da supporto alle pastiglie di attrito, i *ferodi*.
I due dischi di estremità, facenti parte dello statore, sono una *piastra di pressione* ed una *contropiastra*. Tranne la contropiastra, tutto il complesso ha la possibilità di scorrere lungo l'asse.
L'azione frenante avviene serrando il pacco dei dischi contro la contropiastra, mediante l'azione di pistoncini idraulici che agiscono sulla piastra di pressione.
Fino al 1963 i dischi del rotore erano in acciaio. Dopo alcune versioni in berillio, si è passati al carbonio, che presenta notevoli vantaggi in termini di peso, calore specifico, conducibilità termica, coefficiente di dilatazione termica e resistenza meccanica alle alte temperature; si

deve infatti considerare che le temperature di utilizzo arrivano tranquillamente a 500°C in una frenata normale, potendo superare i 1000°C in caso di decollo abortito.

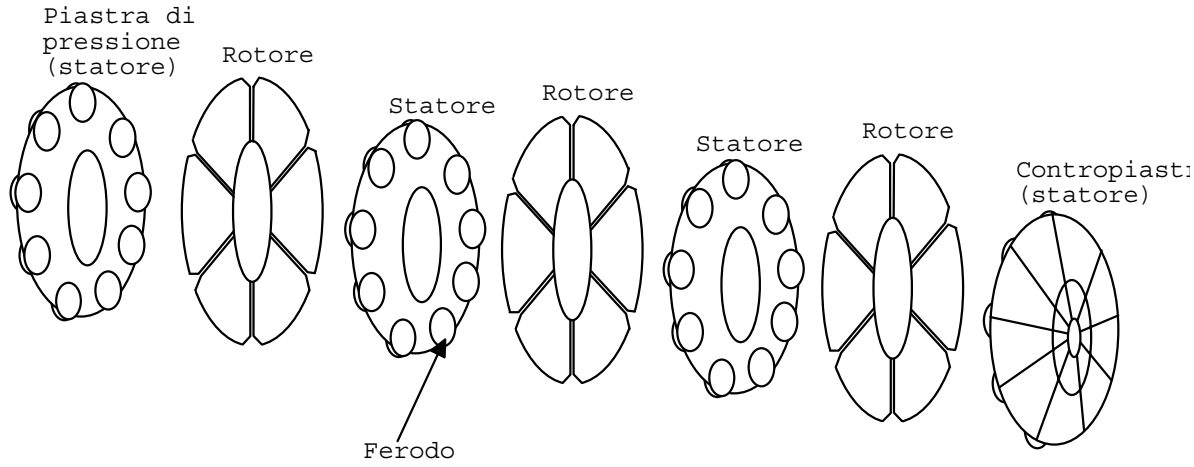


Fig. 10.11 - Freno a dischi multipli

I ferodi sono invece in materiali sacrificali composti da metalli e ceramica, che vengono sostituiti in base all'usura.
Per il dimensionamento meccanico dei freni si deve valutare la coppia frenante generata dall'insieme di pastiglie che premono sui dischi del rotore. Su ogni faccia di un disco una singola pastiglia fornisce la coppia (fig. 10.12a):

$$C_P = \mu \cdot A \cdot p \cdot b$$

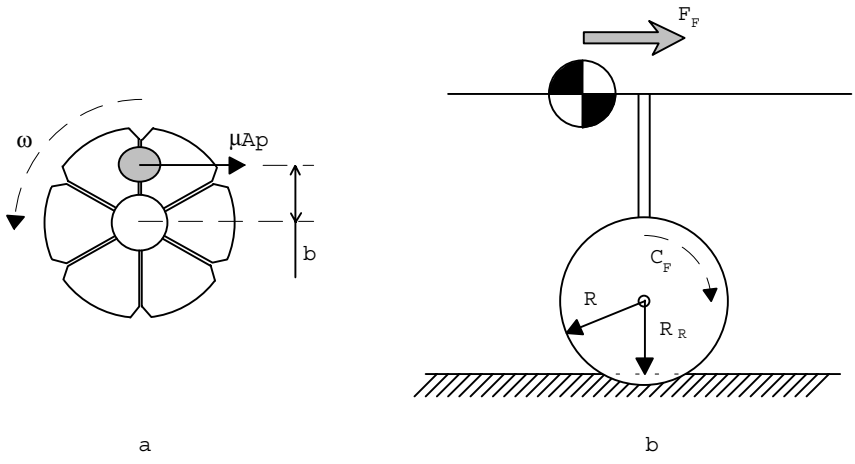


Fig. 10.12 - Coppia e Forza frenante

dove (fig. 10.13a):

μ = Coefficiente di attrito disco - ferodo;
A = Area pastiglia;
p = Pressione sulla pastiglia;

b = braccio di lavoro della pastiglia (distanza della risultante dall'asse).

Noto allora il numero di pastiglie per ogni faccia del disco, il numero di dischi per carrello ed il numero totale dei carrelli, si può calcolare la coppia frenante totale C_F.
La forza frenante F_F che si ottiene vale quindi:

$$F_F = \frac{C_F}{R_R}$$

dove R_R è il raggio di rotolamento della ruota, di poco inferiore a quello geometrico (fig. 10.12b). Naturalmente bisogna verificare che la coppia frenante di ogni ruota generi una forza tangenziale a terra inferiore a quella di attrito, altrimenti si avrebbe scivolamento della ruota.
Da questo tipo di calcolo, nota anche la resistenza aerodinamica, è possibile legare tra loro differenti parametri, quali forza frenante, corsa di atterraggio, pressione dell'impianto, area di attrito necessaria, numero di pastiglie e di dischi, usura delle pastiglie e così via, rendendo possibile il dimensionamento meccanico dell'impianto.
Per il dimensionamento termico dei freni conviene invece un approccio energetico. Dalla trattazione precedente è infatti possibile conoscere l'energia da dissipare attraverso i freni, che sarà una certa frazione dell'energia cinetica iniziale del velivolo:

$$E_C = \frac{1}{2} M v^2$$

dove M è la massa del velivolo e v la velocità iniziale; si può ragionevolmente ipotizzare che l'80% viene dissipato dai freni e il restante 20% dalla resistenza aerodinamica. Ammettendo che tale energia sia assorbita equamente dai dischi, noto il numero di dischi che lavorano, è possibile valutare l'energia assorbita da ogni disco E_D e quindi l'incremento di temperatura ΔT dalla relazione:

$$E_D = m \cdot \Delta T \cdot c_V ,$$

dove m è la massa del singolo disco e c_V il suo calore specifico. Da questa relazione è evidente che per limitare la temperatura si deve aumentare la massa M del gruppo frenante o utilizzare materiali con elevato calore specifico, come il carbonio.
Alcuni velivoli utilizzano addirittura sistemi di ventilazione forzata per limitare l'incremento termico, potendo così aumentare la coppia frenante e quindi abbreviare la corsa di atterraggio.

10.6 Sistemi anti-bloccaggio delle ruote

Per avere la massima efficacia nella frenata è necessario evitare il bloccaggio delle ruote, mantenendo il contatto tra battistrada e suolo nel campo d'attrito statico; questo in carrelli con molte ruote è difficilmente controllabile da parte del pilota in caso di frenata intensa.
Il problema viene risolto con dispositivi *anti-skid* in grado di controllare il livello di pressione esercitato sui singoli freni. Fino a qualche anno fa questi dispositivi si basavano sull'*accelerazione angolare* della ruota: la velocità angolare veniva ricavata da una dinamo o un generatore di impulsi calettato sulla ruota; tale segnale veniva derivato e confrontato con un segnale di riferimento; quando l'accelerazione angolare superava la soglia,

un'elettrovalvola riduceva la pressione all'impianto freni ad un livello poco inferiore a quello che aveva portato al segnale di bloccaggio; a questo punto la pressione veniva aumentata gradualmente fino a quando il segnale di bloccaggio non veniva ancora generato, e così via. La storia temporale della pressione risultava quindi una fluttuazione continua.
Mentre i sistemi anti-skid di una volta erano analogici, quelli attuali sono digitali, con un controllo molto fine del segnale di bloccaggio, fluttuazioni di pressione più contenute e corse di atterraggio più brevi. I sistemi attuali riescono addirittura a tenere la ruota ad un certo *livello di scivolamento ottimale*. Essi confrontano il segnale di velocità angolare campionato con un segnale di velocità calcolata del velivolo, potendo così valutare lo slittamento; quando questo supera un certo livello, viene rilassata la pressione nell'impianto in modo proporzionale all'intensità dello slittamento, fino a recuperare l'intensità desiderata.

10.7 Pneumatici

I pneumatici impiegati nei carrelli hanno una costruzione simile a quella dei pneumatici automobilistici *radiali tubeless*; ne differiscono principalmente per i livelli di pressione adottata, per una molto maggiore rigidezza del tallone di tenuta e per una più semplice scolpitura del battistrada.
I pneumatici aeronautici devono essere in grado di sopportare carichi dinamici molto elevati; il loro effetto è importante al momento dell'atterraggio dove la deformazione del pneumatico interviene in serie con quella dell'ammortizzatore e durante il rullaggio dove spesso l'ammortizzatore ha un comportamento talmente rigido da affidare al solo pneumatico la funzione di assorbimento delle asperità del terreno.
I pneumatici aeronautici sono ovviamente sottoposti ad un'usura elevata, in parte dovuta allo spin-up durante il contatto a terra ed in parte dovuta alle frenate.
Il coefficiente di *attrito volvente* su pista in cemento asciutta vale tra 0.008 e 0.02.
Quello di attrito *radente statico* vale tra 0.8 e 1.0 su pista in cemento asciutta, tra 0.6 e 0.8 su pista bagnata e tra 0.1 e 0.2 su ghiaccio.

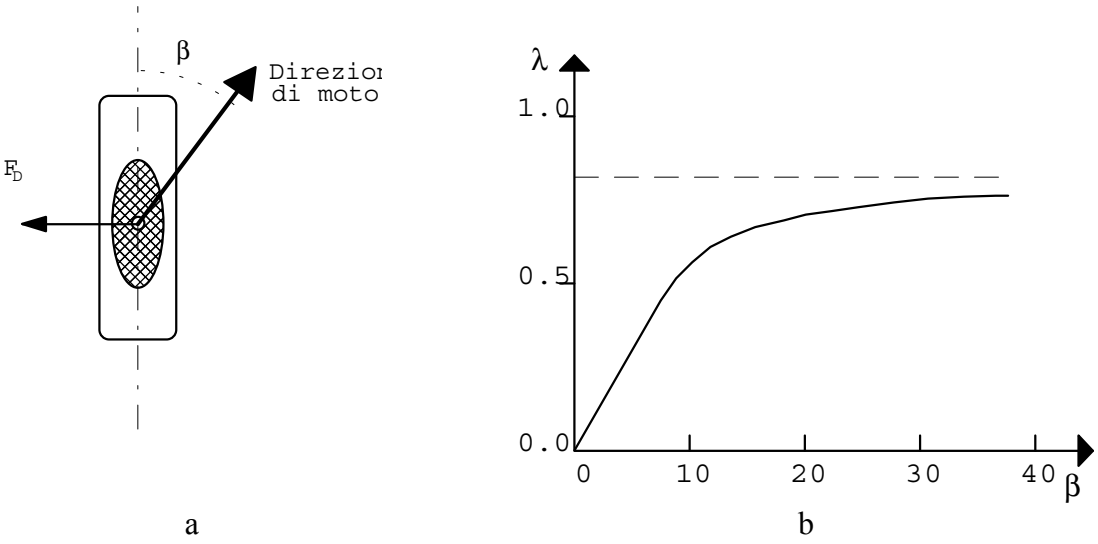


Fig. 10.13 - Deriva del pneumatico

Quando il piano del pneumatico possiede un certo angolo rispetto alla direzione di avanzamento (fig. 10.13a), detto *angolo di deriva*, si genera una forza laterale, chiamata *forza di deriva*, diretta come l'asse del pneumatico e data da:

$$F_D = R \cdot \lambda$$

dove R è il carico verticale sulla ruota e λ è il *coefficiente di forza di deriva* e dipende dall'angolo di deriva stesso, come mostrato nel diagramma di fig. 10.13b.
La forza di deriva è responsabile quindi della sterzata del velivolo. Tuttavia nel caso, molto frequente, di carrello con ruote affiancate, è inevitabile che vi sia una piccola deriva, che provoca un'aggiuntiva usura del pneumatico.

10.8 Ruote

Il disegno della ruota del velivolo è dettato dalla necessità di contenere il freno e di montare il pneumatico, col minore peso possibile. A causa delle dimensioni e della rigidezza dei pneumatici attuali, la ruota è fatta da due metà imbullonate assieme, generalmente in lega d'alluminio.
Talvolta sono presenti delle spine termosensibili che saltano nel caso in cui la temperatura locale raggiunga un valore troppo alto, provocando la riduzione della pressione del pneumatico.
Inoltre sono previsti dei rivestimenti termici per evitare che il calore dei freni si propaghi ai pneumatici.

Bibliografia

N.S.Currey, *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*, AIAA Education Series, Przemieniecki Series Editor-in-Chief, 1988.
F.Vagnarelli, *Impianti Aeronautici, Vol I - Impianti di Bordo - Parte III*, IBN Editore, 1991.

11. SISTEMI DI EMERGENZA

11.1 Introduzione

Nonostante tutti gli sforzi dei progettisti, costruttori e gestori dei mezzi aerei, sussiste sempre il rischio di rotture o incidenti che portino a situazioni di distruzione della macchina, con pericolo di lesioni anche fatali per passeggeri e gente a terra.
In molti casi è possibile un'ulteriore operazione di emergenza per tentare almeno di limitare i danni alle persone; a bordo di tutti i velivoli sono quindi previsti sistemi adibiti a questo scopo, sistemi che data la loro natura devono avere un'alta affidabilità e devono essere disponibili anche a fronte di serie deficienze dei generatori di potenza di bordo.
Questi sistemi devono inoltre essere di facile utilizzo, dato che è necessario un loro impiego in condizioni critiche e, talvolta, da parte dei passeggeri.
L'insieme di questi sistemi costituisce la sicurezza del velivolo, che si distingue in attiva e passiva. La *sicurezza attiva* comprende i sistemi per ridurre il rischio che si verifichi l'incidente grave:

- sistemi di allarme;
- impianto di rilevamento e soppressione incendio;
- fonti energetiche di emergenza;
- impianto ossigeno di emergenza.

mentre la *sicurezza passiva* comprende quei sistemi che riducono le conseguenze sugli occupanti durante o dopo l'impatto al suolo:

- sistemi per prevenire l'incendio dopo l'atterraggio di emergenza;
- inibitore di esplosione serbatoi;
- sedili ed arredi interni anti-crash;
- procedure e sistemi di evacuazione passeggeri ed equipaggio;
- crash switch.

Si riporta di seguito una descrizione dei sistemi sopra menzionati.

11.2 Sistemi di allarme

Un primo di tipo di sistema di emergenza è costituito da un sistema generale di allarme, sistema che prende necessità dal fatto che ormai molte funzioni vengono demandate a sistemi automatici fuori dal controllo diretto dell'equipaggio; diventa quindi essenziale che l'equipaggio venga immediatamente informato dell'insorgere di problemi nei sistemi automatici, soprattutto nei casi dove questi prendono piena autorità su funzioni vitali quali il controllo del volo, dei propulsori, ecc.
Nelle generazioni precedenti di velivoli, le condizioni anomale venivano fornite attraverso spie poste nelle vicinanze degli strumenti e dei comandi relativi ai singoli sistemi di bordo;

questo porta ad avere pannelli di comando estremamente addensati ed alla necessità di un continuo esame panoramico da parte dell'equipaggio.
Per poter facilitare l'individuazione immediata dello stato del sistema viene da tempo utilizzato un codice di colori per cui gli allarmi che richiedono un'azione immediata vengono segnalati con il *rosso*, gli avvertimenti con il *giallo*, mentre il *verde o altri colori* vengono utilizzati per segnalazioni di funzionamento regolare.
Esistono anche delle procedure standardizzate di segnalazione allarme che prevedono il lampeggio di luci di allarme ed il contemporaneo funzionamento di un segnale acustico fino a quando l'operatore non interviene con una tacitazione, che deve essere conseguente al riconoscimento del singolo allarme. Il riconoscimento dell'allarme deve provocare il passaggio dal lampeggio alla luce continua e la tacitazione dell'allarme acustico, a meno che non sia presente almeno un altro allarme non ancora riconosciuto.
In velivoli più moderni la tendenza è di raggruppare tutti gli allarmi e gli avvertimenti in un unico pannello e di dare una segnalazione di allarme generico, in conseguenza del quale il pilota andrà ad osservare il pannello allarmi.
Nelle ultime generazioni di velivoli le informazioni di allarme vengono fornite attraverso display alfanumerici con il vantaggio di fornire maggior dettaglio della causa dell'allarme; se necessario è possibile fornire anche informazioni di tipo quantitativo ed è possibile in taluni casi fornire informazioni sulle azioni da intraprendere. È inoltre possibile utilizzare mezzi sonori, utilizzando sia suoni con diversi toni, sia messaggi vocali.
I sistemi di allarme, oltre a tener sotto controllo il funzionamento dei motori e degli impianti, possono riguardare il comportamento del velivolo stesso. Fanno per esempio parte dello stesso sistema avvisatore di stallo, avvisatore di ghiaccio, avvisatori di supero di velocità massima, avvisatori di bassa quota, ecc.
I sistemi di allarme fanno parte della sicurezza attiva del velivolo, in quanto il loro scopo è di ridurre la possibilità che la situazione degeneri in un incidente grave.

11.3 Sistemi anti-incendio

Il rischio di incendio a bordo è sempre un problema di grandissima importanza, nonostante tutti i provvedimenti che vengono presi per ridurne al minimo la possibilità e limitarne comunque al massimo la velocità di propagazione.
Una situazione di questo genere può verificarsi tipicamente in caso di impatto col terreno, ma anche durante il volo.

INCENDI DURANTE IL VOLO
Per quanto riguarda gli incendi durante il volo (sicurezza attiva), questi possono essere provocati dalle varie sorgenti di calore presenti e da problemi conseguenti a corto circuiti nell'impianto elettrico, e vengono sviluppati dalla presenza di sostanze infiammabili quali i combustibili, i lubrificanti ed i liquidi dell'impianto idraulico.
La condizione di incendio in volo è evidentemente molto pericolosa ed è necessario poter scoprirne la presenza al primo insorgere e poter intervenire rapidamente per estinguerlo. L'impianto è quindi costituito da un *sistema di rilevazione* di incendio e da uno di *spegnimento*.
I rilevatori sono basati su misure di temperature, ovvero forniscono un allarme quando viene rilevata una temperatura al di sopra di un certo valore.
Tali sensori possono essere costituiti da:

- *rilevatori puntuali*, basati su lamine bimetalliche, che aprono un contatto al di sopra di una certa temperatura;
- *rilevatori continui*, costituiti da un conduttore inserito in un materiale semiconduttore all'interno di un tubo metallico, un sistema quindi avente certe caratteristiche sia di resistenza che di capacità, sulle quali si basa il controllo termico: questi sensori hanno una maggiore affidabilità dell'allarme grazie al doppio controllo ed inoltre le caratteristiche elettriche variano molto bruscamente al variare della temperatura.

I sensori vengono installati in particolari zone del velivolo. In ogni zona inoltre ne viene installata sempre una coppia, che manda il segnale ad un'unità di controllo; questa comanda l'allarme solo se entrambi i segnali sono ricevuti, altrimenti manda un avviso a seguito del quale è necessario verificare se sussistono effettive condizioni di incendio o se si tratta di un malfunzionamento del rivelatore.
Una caratteristica fondamentale di questi sistemi di rivelazione incendio è il fatto di non venire danneggiati dall'incendio stesso senza che si attivi il sistema di allarme, ma d'altra parte è ugualmente pericoloso avere dei falsi allarmi.
Un punto tipico nel quale vengono installati sistemi di rivelazione di incendio è ovviamente il vano motore. In caso di incendio nel vano motore l'equipaggio deve intervenire prima di tutto bloccando l'afflusso di combustibile ed è fondamentale l'efficienza della valvola di shut-off; inoltre tutti i vani motori sono dotati di un sistema di estintori per tentare di spegnere l'incendio, la cui apertura, che in genere avviene con carica pirotecnica, è comandata dalla cabina.
A parte i vani motori, altre zone del velivolo sono potenzialmente soggette ad incendio; fra queste vi sono zone sotto osservazione diretta dell'equipaggio e dei passeggeri, ma vi sono anche zone, quali i vani bagagli e le toilette, che possono sfuggire da un osservazione diretta. Per queste zone normalmente vengono installati sistemi in grado di rilevare i fumi.
È comunque obbligatorio disporre a bordo di un certo numero di estintori in modo che l'equipaggio possa rapidamente intervenire su principi di incendi.
Perché un incendio si produca, si deve avere la concomitanza di tre fattori: *combustibile*, *ossigeno* e *temperatura*. I sistemi estinguenti possono intervenire su uno o più di questi fattori.
I principi utilizzati negli estintori a bordo possono essere di due diversi tipi: *idrocarburi alogenati* e *gas freddi inerti*. Il principio degli alogenati consiste nell'interferenza fra la fiamma e l'ossidante; vi è cioè un effetto di arresto del trasferimento di energia alle molecole non ancora incendiate e di conseguenza un estinzione o comunque un rallentamento della combustione. I gas freddi inerti si basano invece sul fatto che il gas, compresso allo stato liquido, quando inviato sulla fiamma subisce un effetto di raffreddamento per l'evaporazione ed inoltre allontana l'aria, e quindi l'ossigeno, con inibizione della propagazione dell'ossidazione. Un altro metodo usato, ma principalmente all'esterno del velivolo, è costituito dagli schiumogeni: questi hanno un effetto di separazione combustibile-ossigeno e inoltre, rilasciando acqua, un effetto di raffreddamento; data la presenza di acqua non possono essere usati dove esistono circuiti elettrici.

INCENDI CONSEGUENTI ALL'ATTERRAGGIO DI EMERGENZA

Per quanto riguarda i problemi legati ad incendio conseguente ad atterraggio pesante (sicurezza passiva) del velivolo, il problema è molto più complesso e sono ancora allo studio sistemi efficaci per ridurre la possibilità di incendio del combustibile al di fuori della camera di combustione del propulsore.
Il tasso di mortalità per lesioni termiche è tuttora la principale causa di morte durante gli atterraggi di emergenza. Sono stati infatti notevoli i progressi nella sicurezza passiva strutturale: attualmente la sopravvivibilità negli incidenti aeronautici è stata elevata grazie alla progettazione delle strutture collassabili per ridurre i carichi trasmessi alla cella abitabile, degli arredi

e delle superfici interne, dei sedili e dei sistemi di ritenuta; resta tuttavia ancora dubbia la soluzione del problema di evitare l'incendio del combustibile, incendio che vanifica in gran parte gli sforzi compiuti dal punto di vista strutturale.
In molti velivoli e specialmente per i velivoli militari è previsto un sistema di interruzione (*crash switch*) di tutti i circuiti elettrici, di interruzione dell'alimentazione di combustibile, di arresto dei motori e di attivazione dei sistemi di estinzione incendi da utilizzare in caso di crash in modo da limitare il pericolo di conseguente incendio. Il sistema può essere manualmente attivato dal pilota o automatico, basato su interruttori inerziali.
Sono allo studio anche sistemi per ritardare la propagazione dell'incendio nell'interno della cabina in caso di crash; un ritardo anche non troppo elevato nella propagazione permetterebbe infatti in questi casi il salvataggio della maggioranza dei passeggeri. Questi sistemi sono basati sull'introduzione e distribuzione in fusoliera, anche dall'esterno del velivolo, di un miscuglio di aria e acqua nebulizzata. In tal modo si ha l'effetto di raffreddare l'ambiente, introdurre aria fresca, allontanare aria inquinata, bagnare gli interni e tutti i tessuti, ritardando la propagazione di fiamma e la potenziale emissione di gas tossici per tutti i materiali non infiammabili.

11.4 Inibizione di esplosione dei serbatoi

I serbatoi combustibile, quando non completamente pieni, contengono vapori del combustibile stesso; in contatto con l'aria si forma una miscela facilmente incendiabile e quindi potenziale sede di esplosione. In generale tale rischio è elevato durante un atterraggio di emergenza; nel caso specifico di velivoli militari, durante il combattimento, il rischio di esplosione è dato dall'intrusione di frammenti di proiettili.
La riduzione di questo rischio si può ottenere o con una pressurizzazione dei serbatoi con gas inerte (azoto) o con riempitivi reticolari.

11.5 Ossigeno di emergenza

Il sistema è già stato menzionato nel capitolo inerente l'impianto di pressurizzazione e condizionamento.
A bordo di velivoli da trasporto civile, se viene meno la pressurizzazione ad una quota superiore ai 10000 ft, la respirazione è difficile o impossibile; in questi casi si attiva automaticamente la distribuzione dell'ossigeno di emergenza attraverso maschere che scendono dai pannelli superiori. Sul velivolo verranno quindi imbarcate bombole con una quantità sufficiente di ossigeno per la respirazione di tutti i passeggeri fino alla discesa sotto alla quota di sicurezza.
A bordo di velivoli militari spesso la respirazione via maschera ad ossigeno è mantenuta durante tutto il volo, con concentrazione variabile a seconda della quota: a 35000 ft la concentrazione raggiunge il 100%, altrimenti la pressione alveolare è comunque insufficiente allo scambio osmotico. Qualora si esaurisse la scorta o andasse in avaria l'impianto, l'equipaggio può collegarsi alla bombola in dotazione col sedile eiettabile, che assicura la respirazione per un tempo limitato.

11.6 Fonti energetiche di emergenza

I moderni velivoli da trasporto civile si basano su sistemi ridondanti di produzione energetica: in genere viene spillata potenza dai propulsori, convertita e distribuita di modo tale che, in caso di avaria di una parte del sistema, la parte restante riesce a sopperire alla mancanza.
Difficilmente si hanno simili ridondanze su un velivolo da combattimento. In tal caso, se si spengono i motori, questo diventa ingovernabile se non vi sono fonti di energia a bordo. Per questa categoria di velivoli sono dunque previste fonti energetiche di emergenza, che possono essere in genere di 3 tipi:

- EPU, unità di potenza di emergenza;
- pompe elettroidrauliche;
- turbinette.

La EPU è una piccola turbina azionata dalla combustione, solitamente, di idrazina stivata in un serbatoio ben isolato. L'azionamento può essere sia automatico che manuale. La turbina aziona almeno un generatore e/o una pompa idraulica.
A bordo di velivoli con controlli idraulici, viene spesso utilizzata una pompa idraulica azionata da un motore elettrico, quest'ultimo alimentato da un batteria.
Il metodo più semplice rimane comunque quello di disporre di una turbinetta estraibile al vento relativo in caso di emergenza. Questi sistemi, se accoppiati a pompe idrauliche, sono in grado di tenere in pressione la parte essenziale del circuito e permettere un rientro del velivolo.

11.7 Evacuazione dei passeggeri

Per tutti i velivoli passeggeri devono essere previste delle uscite in grado di evacuare nel più breve tempo possibile i passeggeri in seguito ad atterraggi di fortuna. Le norme prevedono per l'evacuazione dei velivoli tempi di 90 secondi, valori raggiungibili nelle simulazioni ed esercitazioni, ma nella realtà ampiamente superati giungendo anche a tempi dell'ordine dei 5 minuti.
Questo comporta la presenza di un certo numero di porte localizzate in modo da ottimizzare il percorso dei singoli passeggeri, nonché una modalità di apertura delle porte utilizzabile anche da passeggeri e la presenza di sistemi in grado di portare i passeggeri a terra senza seri inconvenienti.
Il compito di gestire le uscite dei passeggeri e l'apertura delle porte in un aereo da trasporto civile è affidato all'equipaggio di cabina; bisogna però rendersi conto che il problema è complesso perché si tratta di una situazione di forte stress per l'equipaggio ed i passeggeri e, soprattutto se questi sono in numero elevato, è molto probabile che si inneschi una situazione di panico, situazione che facilmente si propaga vanificando tutti gli sforzi di previsione di necessità di numero di uscite di sicurezza.
Le porte normali e di sicurezza sono dotate di scivoli pneumatici che vengono comunque mantenuti armati da prima del decollo fino a dopo l'atterraggio; gli scivoli sono costruiti in modo da consentire una rapida ma sicura discesa dalla porta fino a terra o in acqua; in previsione di quest'ultima evenienza, tutti i sedili sono dotati di salvagenti autogonfiabili ed il velivolo è dotato di zattere sufficienti per tutti gli occupanti, con radiolocalizzatori che si attivano

automaticamente. Spesso sono gli scivoli stessi a sganciarsi dal velivolo e a diventare zattere di salvataggio.

11.8 Evacuazione dell'equipaggio

Per i velivoli civili l'evacuazione dell'equipaggio avviene con le stesse modalità dei passeggeri. Per i velivoli militari da combattimento si provvede invece a dispositivi in grado di consentire l'abbandono del velivolo anche in volo attraverso sedili eiettabili.
I sedili dei velivoli da combattimento possono essere espulsi dal velivolo attraverso dei sistemi esplosivi o a razzo, attualmente in grado di lanciare il pilota a quote sufficienti all'apertura del paracadute anche a quota zero e velocità nulla (*sedili zero-zero*).
Il sedile dispone di sistemi di ritenuta delle gambe e delle braccia in modo da non provocare inconvenienti durante l'espulsione. L'espulsione è guidata nel primo tratto, di modo da evitare interferenza con superfici interne dell'abitacolo, e deve essere tale da evitare urti anche con parti esterne del velivolo, quali i piani di coda.
Il sedile è inoltre dotato di generatori di ossigeno per espulsione ad alta quota, di paracadute per stabilizzare la posizione, di sistema automatico di rilascio del pilota al di sotto di una certa quota, di un radiolocalizzatore e di un kit di sopravvivenza che comprende zattera autogonfiabile e razzi di soccorso. Il pilota è poi dotato di un paracadute individuale ad apertura automatica in funzione della quota.
Per consentire l'espulsione occorre o rilasciare completamente il tettuccio della cabina con la sua cornice, o romperlo; a questo fine si possono avere cariche esplosive lungo la cornice; oppure il trasparente può essere costruito con degli opportuni inneschi di rottura ed il sedile dotato di un rostro superiore in grado di provocarne la fratturazione.
Per determinati velivoli da combattimento, con equipaggio numeroso o con configurazioni particolari, sono stati anche realizzati sistemi di espulsione verso il basso o con moduli di espulsione praticamente coincidenti con la cabina.

11.9 Crash recorder

Tutti i velivoli devono essere dotati di un registratore, la cosiddetta *scatola nera*, che registra un certo numero di parametri.
La scatola nera, che naturalmente è verniciata in colori molto vivaci per poter essere facilmente trovata, è costruita di modo che sia in grado di resistere alle più severe sollecitazioni di accelerazione, calore e corrosione anche per lunga permanenza in acqua; essa contiene la registrazione temporale, in forma digitale, dei parametri più importanti riguardanti la navigazione e utili a ricostruire la causa dell'incidente (*crash recorder*): posizione del velivolo, posizione della manetta dei motori, posizione delle superfici di governo, comandi dati dai piloti, velocità di volo, pressione, ecc.
Il registratore stesso, oppure uno separato, contiene anche tutte le conversazioni della cabina di pilotaggio, sia fra i piloti, che fra piloti e terra (*voice recorder*). La registrazione è su nastro continuo per cui resta sempre disponibile la registrazione per un certo tempo precedente al momento dell'incidente.
La scatola in caso di incidente attiva dei sistemi radio e sonar utili per il suo ritrovamento.

12. COMANDI DI VOLO

12.1 Introduzione

I comandi di volo costituiscono una parte degli impianti di bordo essenziale per la controllabilità e manovrabilità del velivolo. Tramite essi si controllano le superfici aerodinamiche *primarie*, quali equilibratore, timone direzionale ed alettoni, e *secondarie*, quali aerofreni ed ipersostentatori.
A seconda della classe del velivolo, delle sue dimensioni e velocità sono possibili diverse tecniche per asservire il movimento delle superfici aerodinamiche di controllo ai comandi del pilota.
Le soluzioni più comuni per piccoli velivoli sono basate solo su collegamenti meccanici ottenuti con *cavi* o *aste*: il pilota, agendo sulla barra di comando (o sul volantino, o sulla pedaliera) in cabina, trasmette un movimento ad un cinematismo che arriva fino alla superficie di governo; normalmente la forza che il pilota deve applicare è funzione, oltre che delle dimensioni e altre caratteristiche del velivolo, della velocità di volo e dell'angolo di deflessione della superficie aerodinamica. Quando allora non è possibile, attraverso queste soluzioni meccaniche, avere degli sforzi di barra sostenibili dal pilota, si deve ricorrere ad un potenziamento finale del comando, tipicamente utilizzando energia idraulica.
Tecnologie più recenti, diffuse soprattutto in campo militare, si basano sulla trasmissione dalla cabina di un segnale elettrico, che viene opportunamente elaborato da un sistema di calcolatori e tradotto in comando di una superficie di governo.

12.2 Comandi ad aste

In fig. 12.1 è riportato un esempio semplice di controllo di una superficie di manovra direttamente tramite sistema ad aste, a partire da una barra di comando.

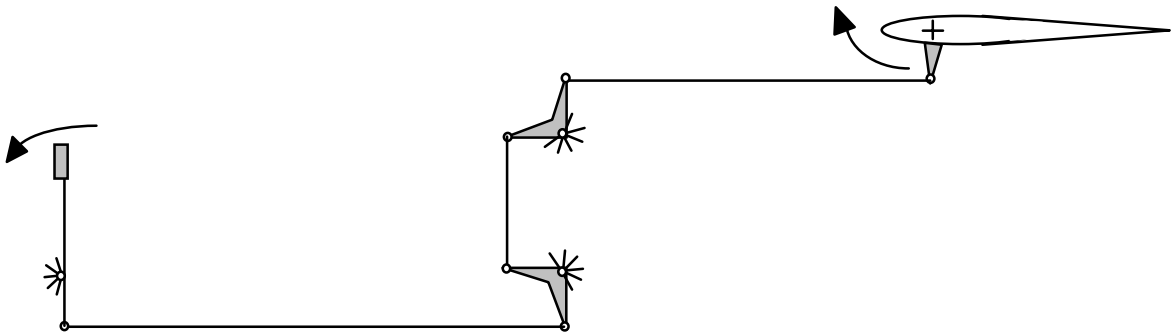


Fig. 12.1 - Sistema di comando ad aste

E' chiaro che una simile soluzione è possibile ogniqualvolta lo sforzo di barra sia basso. Cambiando opportunamente i bracci delle squadrette e dei rinvii si può ridurre lo sforzo di barra, ma se ne deve aumentare l'escursione, cosa che pure ha dei limiti ergonomici in cabina di pilotaggio.

Tra i vari fattori da tenere in considerazione in fase di progetto di questo meccanismo, è importante il rischio di instabilità dell'asta per carico di punta. Per aumentare tale carico limite, senza eccessivo aggravio di peso, si usano aste a tubo di sezione opportuna, la cui lunghezza libera di inflessione può venire interrotta da guide a basso attrito.
Altro problema importante da considerare è quello delle oscillazioni flessionali dell'asta tra gli appoggi, che possono essere indotte da vibrazioni dovute, spesso, ai propulsori, in particolar modo a bordo degli elicotteri. Tali oscillazioni vengono infatti trasmesse alla superficie di governo.

12.3 Comandi a cavi

Lo stesso comando dell'esempio precedente può essere ottenuto tramite cavi, per esempio nel modo indicato in fig. 12.2.

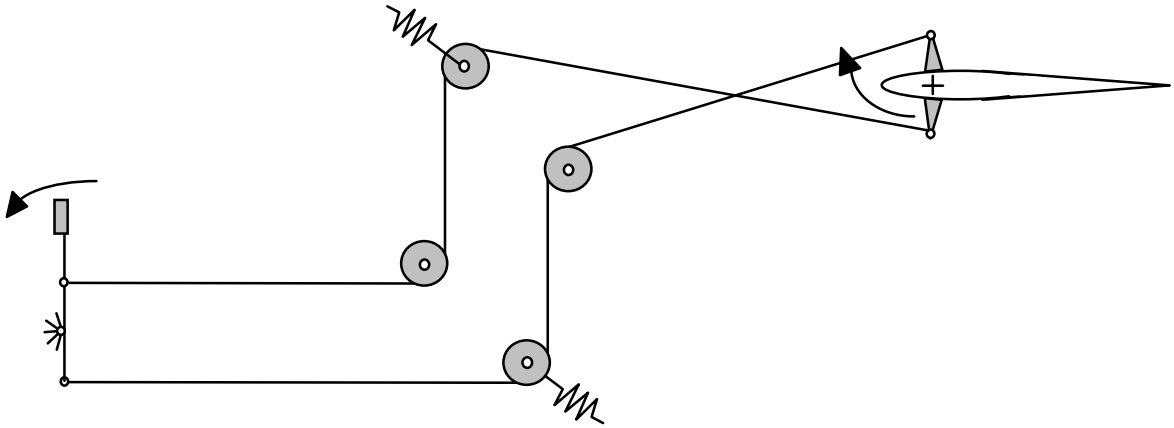


Fig. 12.2 - Sistema di comando a cavi

In tal caso i comandi devono essere necessariamente doppi, poiché il cavo non può reagire a compressione. Tuttavia, nonostante questa prima complicazione, i comandi a cavi sono spesso preferiti perché permettono di raggiungere più facilmente zone recondite del velivolo.
Normalmente sono presenti delle pulegge con tenditori che permettono di eliminare il rischio di laschi sulla linea, dovuti a deformazioni strutturali del velivolo, a rilassamento dei trefoli e a dilatazioni termiche.

12.4 Servocomandi

In molti casi risulta difficile, se non impossibile, ottenere sforzi di barra accettabili per tutto l'inviluppo di volo; la soluzione per questi problemi consiste nel ricorrere ad un potenziamento finale del comando attraverso *servosistemi idraulici*, a controllo meccanico o elettrico, in grado di generare le forze necessarie all'attuazione della superficie di controllo.
In fig. 12.3 sono riportate due soluzioni simili di un servosistema per la deflessione di una superficie di governo.
In esso un martinetto incorpora la valvola distributrice azionata da una leva, la quale, attraverso vari cinematismi, viene mossa dal comando in cabina, di modo da realizzare un sistema ad inseguimento: il martinetto si sposta in proporzione alla rotazione della leva, perché, quando

raggiunge una certa posizione, la valvola distributrice ripristina la posizione di circuito chiuso. In figura sono riportate le due soluzioni con stelo passante ancorato e asta incernierata al cilindro, e con cilindro ancorato e asta incernierata allo stelo, dove i movimenti di ripristino della condizione di blocco idraulico sono ottenuti con rotazioni differenti della leva.

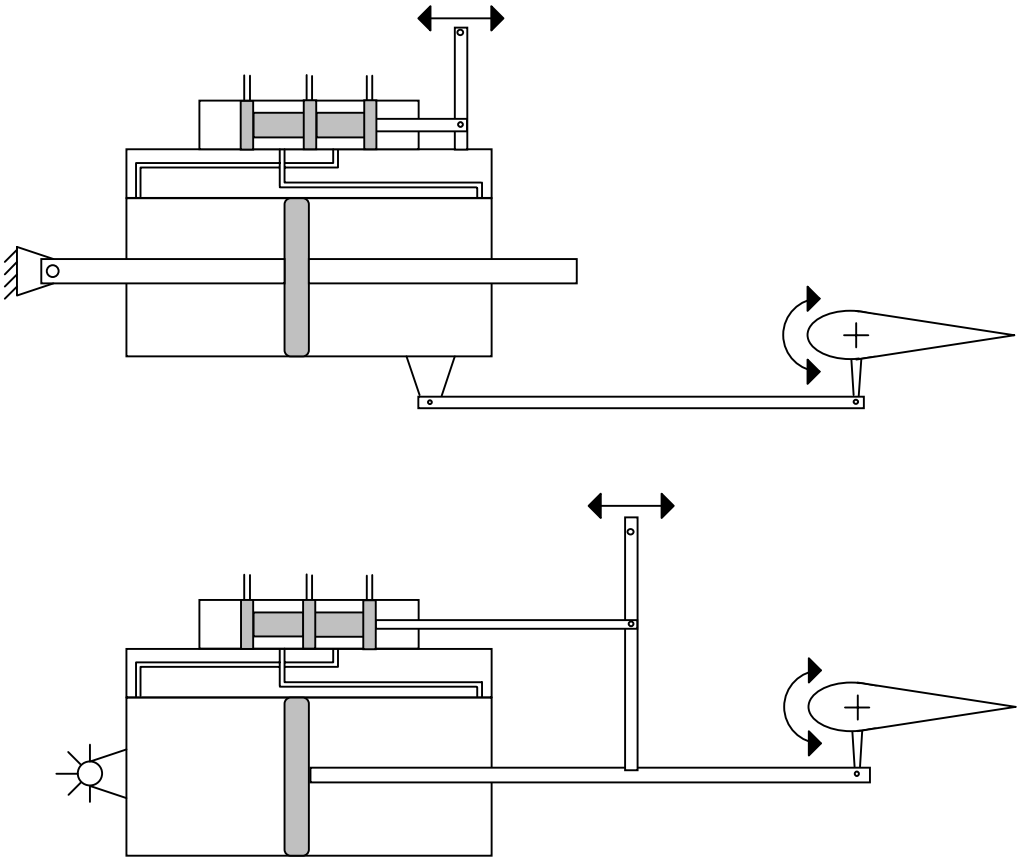


Fig. 12.3 - Schemi di servocomando

E' ancora molto comune la soluzione meccanica: dalla cabina si comanda, tramite la barra, il volantino, la pedaliera ecc., un sistema ad aste o, più frequentemente, a cavi, che arriva fino all'area dove si trova la superficie di governo; qui le aste o i cavi comandano il servosistema, e quindi il problema dello sforzo di barra non esiste più, poiché la fonte di energia diventa l'impianto idraulico di bordo, come schematizzato a titolo di esempio in fig. 12.4. Anzi normalmente emerge il problema opposto: dato che il comando dalla cabina agisce praticamente su una servovalvola, quindi a sforzo bassissimo, è necessario restituire al pilota la sensazione appropriata dello sforzo, per evitare manovre esagerate. Questo si ottiene collegando la barra (o il volantino, o la pedaliera ecc.) ad un sistema opportuno di molle e smorzatori.
I problemi più rilevanti legati alla realizzazione di comandi servoassistiti sono:

- *stabilità del comando*: il comando deve essere analizzato dal punto di vista dinamico per accertare che ad ogni posizione della barra di controllo corrisponda una posizione di equilibrio stabile sia staticamente che dinamicamente;
- *dinamica del comando*: i tempi di risposta del comando devono essere adeguati e tali da non consentire l'insorgere di fenomeni aeroelastici;
- *sensibilità del comando*, già citata;
- *funzionamento in presenza di avaria*, semplice o multipla; può essere tutt'al più ammessa una riduzione delle capacità operative del velivolo in presenza di avarie.

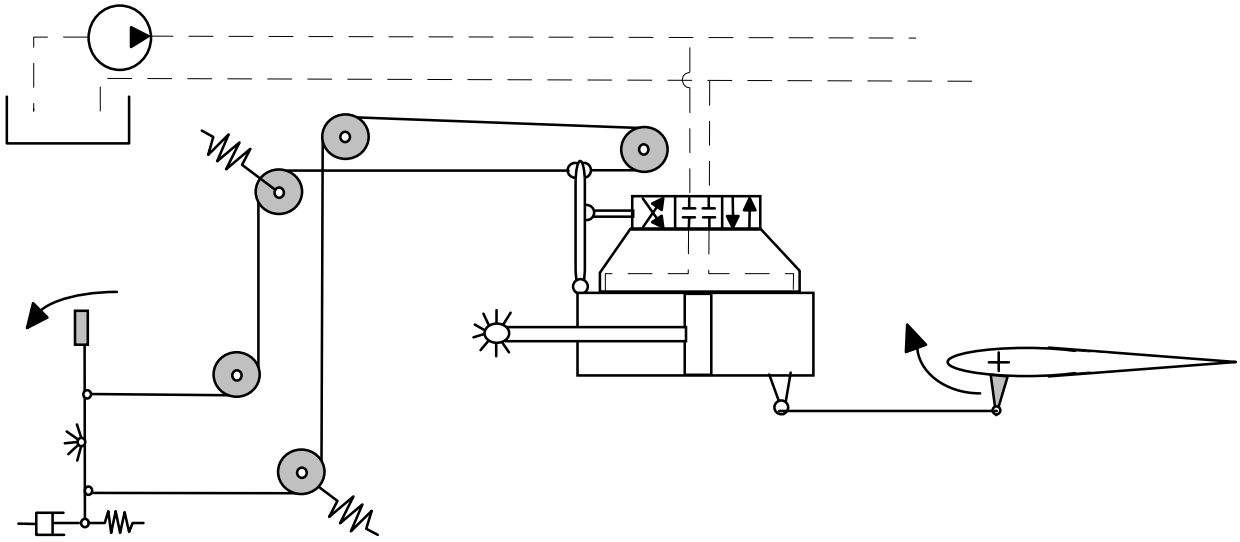


Fig. 12.4 - Sistema di comando a cavi potenziato idraulicamente

12.4 Cenni al Fly-By-Wire

Nei progetti recenti di velivoli si fa sempre più ricorso a dispositivi che permettono di elaborare, oltre ai comandi introdotti dal pilota, parametri misurati sul velivolo in modo da migliorare le qualità del volo.
Esempi di sistemi di questo genere sono:

- autopiloti;
- dispositivi per il volo a bassa quota;
- attenuatori di raffica;
- aumentatori di stabilità;
- limitatori di incidenza.

Dispositivi di questo genere sono nati già agli esordi dell'elettronica, ma hanno avuto notevole sviluppo ed incremento delle possibilità con l'evoluzione dei calcolatori e delle tecnologie elettroniche digitali: è possibile integrare varie funzioni in un unico sistema basato su calcolatori; è possibile inoltre integrare tutte le funzioni in un calcolatore o utilizzare un certo numero di calcolatori, ognuno specializzato per un determinato compito e cooperante con gli altri.
Sistemi così realizzati sono abbastanza complessi a causa delle ridondanze necessarie per raggiungere l'affidabilità richiesta.
Le funzioni devolute ai calcolatori diventano in alcune macchine tante e tali da spingere ad eliminare completamente la catena meccanica di comando. Esistono quindi velivoli nei quali il comando del pilota è trasformato in un segnale elettrico ed inviato al calcolatore insieme ai vari parametri di volo misurati, evitando completamente la trasmissione meccanica. Il calcolatore esamina il comando e lo trasmette alla superficie di governo, eventualmente adattato alla condizione di volo. Questa tecnologia prende il nome di *Fly-By-Wire*, spesso abbreviata in FBW o, più recentemente, in DFBW perché ormai basata su segnali digitali.

I sistemi di questo genere permettono di risparmiare peso e migliorare la manovrabilità del velivolo. Essi si erano inizialmente limitati al campo militare, dove esistono inoltre velivoli totalmente instabili che non potrebbero volare altrimenti. Successivamente la tecnologia Fly-By-Wire si è diffusa nel civile, anche perché essa può essere sfruttata per migliorare il comfort degli occupanti del velivolo in manovra; il primo velivolo civile ad adottare questa tecnologia è stato il Concorde, che per molto tempo è rimasto un caso isolato; adesso vediamo applicazioni in altri velivoli, come per esempio l'Airbus 320 e il Boeing 777. L'A320 è stato inoltre il primo velivolo di linea ad eliminare i 2 tradizionali volantini di comando davanti ai piloti e sostituirli con due joystick a fianco dei piloti.
E' possibile dimostrare un'affidabilità del sistema pari o superiore a quella dei sistemi puramente meccanici. Questa affidabilità è ottenuta a costo di notevoli ridondanze a livello di componenti ed alimentazioni elettriche ed idrauliche: in genere il sistema è quadruplo.
Nei sistemi Fly-By-Wire, o comunque basati sull'impiego di calcolatori, esistono problemi hardware, ma soprattutto problemi di realizzazione, e di certificazione, del software. Per esempio il sistema di controllo di volo dell'A320 è costituito da 7 computer ed è stato realizzato da 2 differenti aziende, che sono state obbligate ad utilizzare processori, linguaggi di programmazione ed algoritmi differenti l'uno dall'altro: differenziando hardware e software in parallelo per eseguire la stessa operazione, si riduce la possibilità che un comando errato venga eseguito, perché questo dovrebbe implicare un conflitto tra i calcolatori e l'attivazione di un algoritmo di diagnosi.
Sempre sull'A320 esiste la possibilità, in caso di avaria completa dell'impianto elettrico, di comandare meccanicamente il timone direzionale e l'incidenza dello stabilizzatore: le prove di volo hanno dimostrato che è possibile un atterraggio utilizzando solo queste superfici, ma in realtà il dispositivo meccanico di emergenza ha lo scopo di dare tempo all'equipaggio per tentare di riattivare l'impianto.
Il Tornado è invece un tipico esempio di applicazione di tecnologia FBW su velivolo a bassa stabilità. Esso infatti, pur non essendo totalmente instabile, è molto difficilmente manovrabile, soprattutto per il fatto che è a geometria variabile e quindi avrebbe risposte ai comandi completamente diverse a seconda della condizione di volo: questo richiederebbe al pilota un carico di lavoro inaccettabile. Il velivolo è quindi equipaggiato di sistemi di controllo ed aumento della stabilità attorno a tutti e tre gli assi ed un sistema di comando che rende le operazioni del pilota indipendenti dalle configurazioni del velivolo.

Bibliografia

Autori vari, *Avionic Systems*, curato da D.H.Middleton, Longman Scientific and Technical, 1989
I.Moir, A.Seabridge, *Aircraft Systems*, Longman Scientific and Technical, 1992

13. STRUMENTI DI BORDO

13.1 Introduzione

A bordo di un velivolo devono essere installati un certo numero di strumenti che vengono utilizzati dal pilota per una corretta condotta del volo, per il controllo del funzionamento di tutti i sistemi di bordo e per il soddisfacimento della missione richiesta.
Gli strumenti sono in massima parte installati nella cabina di pilotaggio in pannelli più o meno ampi a seconda del velivolo; è comunque assai frequente il riempimento completo di un pannello di fronte ai piloti, di un pannello sul tetto della cabina, di pannelli laterali, ecc.
Il disegno della cabina di pilotaggio costituisce un notevole problema ergonomico: bisogna alleviare al massimo il lavoro del pilota, dando la possibilità di avere direttamente sott'occhio le misure più rilevanti e di controllare facilmente tutti gli altri strumenti che possono dare indicazioni di malfunzionamento dei vari sistemi.
Una tendenza che si sta sviluppando consiste nella progettazione di sistemi di acquisizione dati, elaborazione e presentazione dei valori attraverso l'impiego di calcolatori. Con tecniche di questo tipo si pensa di poter eliminare la presentazione continua di tutte le informazioni e fare in modo che il pilota possa andare ad esaminare qualsiasi strumento e sia automaticamente avvisato di malfunzionamenti o condizioni comunque di rischio.

13.2 Bussola magnetica

La bussola magnetica è uno dei primi strumenti di navigazione introdotti a bordo dei velivoli. Attualmente il suo utilizzo come indicatore primario di rotta è però limitato a piccoli velivoli, pur rimanendo un installazione richiesta dalle autorità aeronautiche.
La bussola magnetica nella sua forma più semplice è costituita da un ago costituito da un magnete permanente, leggero ed incernierato sul baricentro; questo magnete tende a disporsi parallelamente alla direzione della linea di flusso del campo magnetico terrestre del punto in cui esso si trova (fig. 13.1).

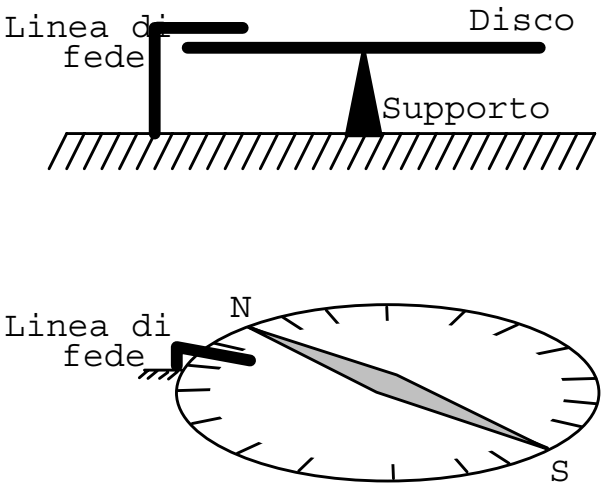


Fig. 13.1 - Bussola semplice

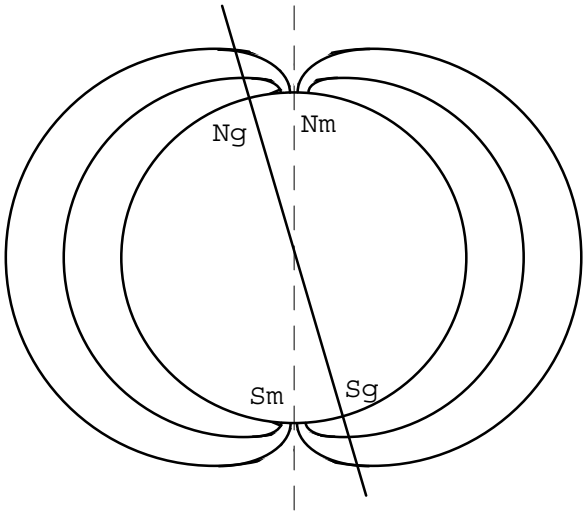


Fig. 13.2 - Poli e assi geografici e magnetici

In genere all'ago è attaccato un disco che riporta la rosa graduata da 0° a 360°, che va traguardata con una *linea di fede* solidale col velivolo per poter leggere la rotta.
Il campo magnetico terrestre ha dei poli posti ad una certa distanza dai poli geografici, questi ultimi definiti dall'asse di rotazione della terra; in fig. 13.2 sono schematizzati gli assi geografico (a linea continua) e magnetico (tratteggiato) ed i relativi poli geografici (Ng, Sg) e magnetici (Nm, Sm). Il campo magnetico inoltre subisce variazioni nel tempo e distorsioni locali dovute a diverse concentrazioni di materiali nella crosta terrestre. Tutto questo fa sì che la bussola sia soggetta ad un errore di *declinazione* dipendente dal punto nel quale essa viene usata, e variabile nell'arco degli anni. L'indicazione della bussola deve quindi essere corretta in funzione del luogo dove ci si trova e questo può essere fatto utilizzando informazioni di declinazione riportate sulle carte geografiche.
Le linee di flusso del campo magnetico non sono ovunque orizzontali: è ovvio che in prossimità dei poli magnetici tenderanno piuttosto ad avere un andamento verticale, come evidenziato in fig. 13.2; questo comporta che la bussola tenderà ad orientarsi di modo tale da essere difficilmente utilizzabile; per ridurre questo errore di *inclinazione* occorre quindi fare in modo che la bussola tenda a rimanere orizzontale, ponendo il suo baricentro al di sotto del punto di sospensione. Questa soluzione si può ottenere aggiungendo delle masse al di sotto del disco, oppure sagomando il disco opportunamente, come indicato in fig. 13.3.

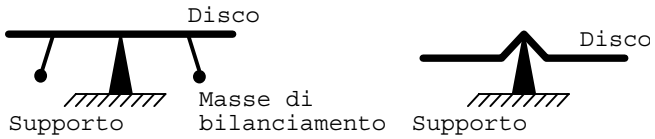


Fig. 13.3 - Bilanciamento per ridurre l'inclinazione

Questo intervento ha l'effetto negativo di rendere la bussola sensibile alle accelerazioni, normalmente presenti durante una manovra del velivolo. Questi effetti vengono fortemente smorzati ponendo l'equipaggiamento mobile della bussola in un ambiente riempito con fluido viscoso; tuttavia durante le manovre, e quindi tipicamente durante i cambiamenti di rotta, la bussola può avere scostamenti sensibili dall'indicazione corretta.
La bussola è per questi motivi uno strumento affidabile sui lunghi periodi, mentre sui brevi periodi, ovvero in manovra, si ricorre ad altri strumenti indicatori di rotta (girodirezionale, girobussola).
Ulteriori problemi per le bussole derivano dalla loro installazione su veicoli dotati di elementi in grado di alterare il campo magnetico terrestre. A bordo dei velivoli questo può dipendere dalla presenza di consistenti masse ferrose, tipicamente i motori, o apparecchiature in grado di generare campi elettromagnetici, come tutte le apparecchiature radio.
Questi errori di *deviazione* possono comunque essere minimizzati con una taratura della bussola, che viene compiuta valutandone lo scostamento per vari orientamenti del velivolo (*giri di bussola*) e riducendoli tramite piccoli *magneti di compensazione* permanenti, opportunamente disposti nella prossimità della bussola stessa, riportando in tabella gli eventuali errori residui.
Come accennato in precedenza, tranne che su velivoli economici, adesso si utilizza principalmente una bussola elettronica come indicatore di rotta. Tale dispositivo si basa sulla misura del campo magnetico tramite avvolgimenti di filo conduttore attorno a nuclei in materiale magnetizzabile, la cosiddetta *valvola di flusso*.

13.3 Strumenti a pressione

Fanno parte della dotazione classica degli strumenti di bordo un certo numero di strumenti utili alla condotta del velivolo e basati su misure di pressione: l'altimetro, il variometro e l'anemometro, che danno indicazioni rispettivamente di quota, velocità verticale e velocità di volo.

13.3.1 Altimetro

L'*Aria Tipo Internazionale* considera l'aria un gas perfetto, in equilibrio statico e con gradiente termico costante assegnato dal livello del mare alla tropopausa:

gas perfetto: $p = \rho R T$
equilibrio statico: $dp = -\rho g\, dz$
gradiente termico costante: $dT = -a\, dz$,

dove:

p = pressione
ρ = densità
R = costante dei gas perfetti (287 m^2/s^2K)
T = temperatura assoluta
g = accelerazione di gravità (9.81 m/s^2)
z = quota
a = gradiente verticale di temperatura (0.0065 K/m)

Supponendo valide le assunzioni dell'aria tipo internazionale ed elaborandole opportunamente, si ha una relazione fra pressione ambientale e quota:

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{az}{T_0}\right)^{g/Ra},$$

dove:

p_0 = pressione di riferimento a quota $z = 0$
T_0 = temperatura assoluta di riferimento a quota $z = 0$.

Dalla misura della pressione statica p si può così risalire alla quota di volo z, note le condizioni di temperatura e pressione al suolo. Il risultato è riportato in fig. 13.4, ove si sono presi come valori di riferimento 288 K e 1013.25 mbar rispettivamente.
Per avere un'indicazione utile della quota occorre tener conto di alcuni fattori che intervengono. Innanzi tutto è necessario misurare la pressione statica prelevandola dall'esterno del velivolo, il quale muovendosi nell'atmosfera crea un campo aerodinamico che altera i valori di pressione; è comunque possibile trovare delle zone, normalmente sul fianco della fusoliera, dove le variazioni di velocità sono sufficientemente piccole da poter ritenere il campo aerodinamico indisturbato; tali zone sono determinabili sperimentalmente. Se la velocità locale del vento ha una componente normale alla presa di pressione, la misura sarà sensibilmente sporcata, in quanto funzione del seno dell'angolo tra la direzione tangente alla presa e la direzione effettiva del vento. Per compensare eventuali asimmetrie dovute alla presenza di un angolo di

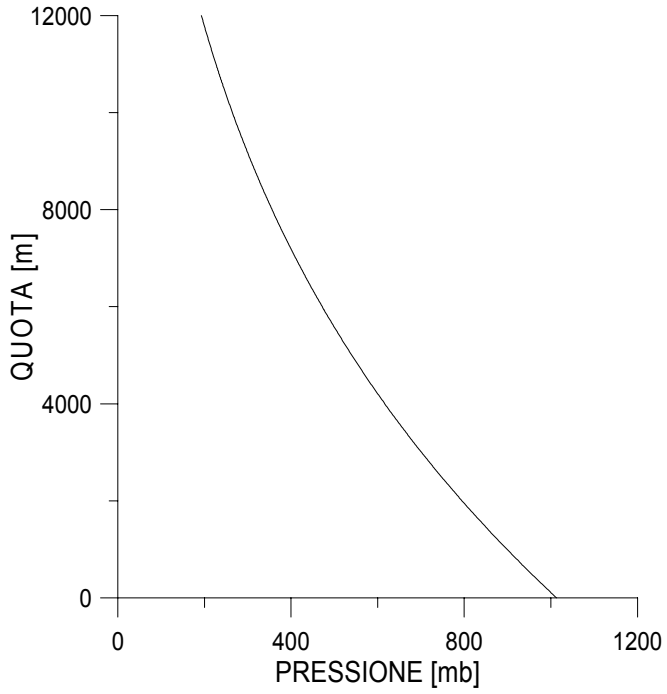


Fig. 13.4 - Andamento pressione - quota

imbardata del velivolo, si dispongono due prese in modo simmetrico dalle due parti della fusoliera e si preleva la pressione media fra le due.

Tale pressione viene trasmessa all'interno di una camera dove si trova lo strumento di misura dell'*altimetro*, costituito da una capsula di metallo corrugato, di forma discoidale, all'interno del quale è stato fatto il vuoto, detta *capsula aneroide* (fig. 13.5). Tale capsula ha la facoltà di dilatarsi in funzione della pressione cui è sottoposta. La trasformazione pressione - quota, come si è visto, è di tipo non lineare, ma è possibile realizzare cinematismi nell'interno dello strumento in grado di trasformare la misura della pressione, ottenuta dalla deformazione della capsula aneroide, in una indicazione di quota con scala lineare, onde avere in cabina un indicatore con tacche equispaziate. In realtà lo strumento funziona correttamente se le condizioni dell'aria sono quelle dell'aria tipo; in realtà l'aria tipo è un'astrazione e ben raramente le condizioni reali sono quelle teoriche. Un primo scostamento dall'aria tipo si ha per il fatto che la pressione a quota zero non è quella teorica di 1013.25 mbar, né la temperatura è quella di 15 °C, ma essi sono valori dipendenti dalle condizioni meteorologiche locali.

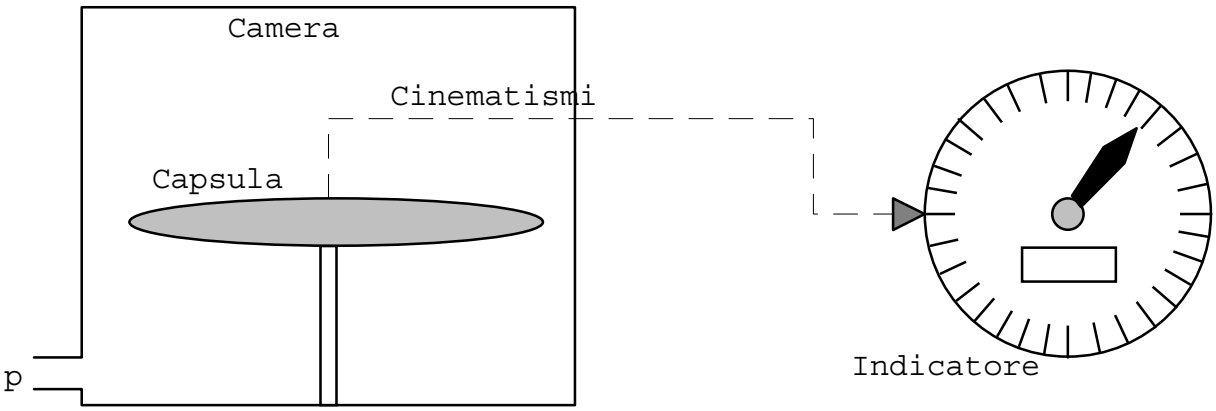


Fig. 13.5 - Schema di funzionamento dell'altimetro

Mentre la temperatura di taratura T_0 è fissata a 288 K, in tutti gli altimetri esiste una possibilità di taratura per tenere conto dello scostamento di pressione; tarando lo strumento in questo modo, impostando cioè la corretta pressione p_0 a quota zero, ottenibile per radio dalle stazioni a terra, si ha una indicazione di quota che è sufficientemente corretta.

L'altimetro viene impiegato in pratica secondo tre tipi di taratura diversa, denominati QNE, QNH e QFE, definiti nel seguente modo.

QNE: la pressione di taratura è impostata sul valore standard dell'aria tipo, 1013.25 mbar; in questo modo tutti i velivoli hanno, nella stessa zona, uguali indicazioni di quota; anche se l'indicazione presenta errori sensibili rispetto alla quota reale, le differenze di quota relative fra i vari velivoli sono corrette ed e' possibile assicurare una corretta separazione fra velivoli che si trovano a livelli di volo diversi; chiaramente tale impostazione va seguita solo a quote elevate, ossia in condizioni di crociera;

QNH: la pressione di taratura è impostata sul valore presunto a quota zero, ossia calcolato partendo dalla pressione locale della stazione a terra (che non necessariamente è a quota zero); in questo modo, se la pressione è comunicata da una torre di controllo, all'atterraggio si leggerà in cabina la quota esatta dell'aeroporto; inoltre è assicurato il superamento di ostacoli orografici circostanti durante la fase di decollo o di avvicinamento; infine si possono richiedere letture QNH delle zone sorvolate, di modo da poter condurre un volo sicuro a bassa quota.

QFE: la pressione di taratura è impostata sul valore attuale dell'aeroporto; in questo modo il velivolo a terra legge una quota pari a zero; in realtà questa impostazione è andata in disuso, e ormai per il volo a bassa quota, inclusi decollo ed atterraggio, si utilizza la QNH.

13.3.2 Variometro

Un altro strumento basato su misure di pressione è il *variometro*. Il variometro misura le variazioni di pressione statica dando così un'indicazione della componente verticale di velocità del velivolo.
Per misurare le variazioni di pressione viene utilizzata una capsula all'interno di una camera (fig. 13.6); all'interno della capsula viene introdotta la pressione statica; all'esterno viene ugualmente applicata la pressione statica, ma il collegamento fra la camera e la presa di pressione avviene attraverso un capillare in grado di introdurre un ritardo fra la variazione di pressione esterna e lo stabilizzarsi di questa pressione nella camera della capsula.

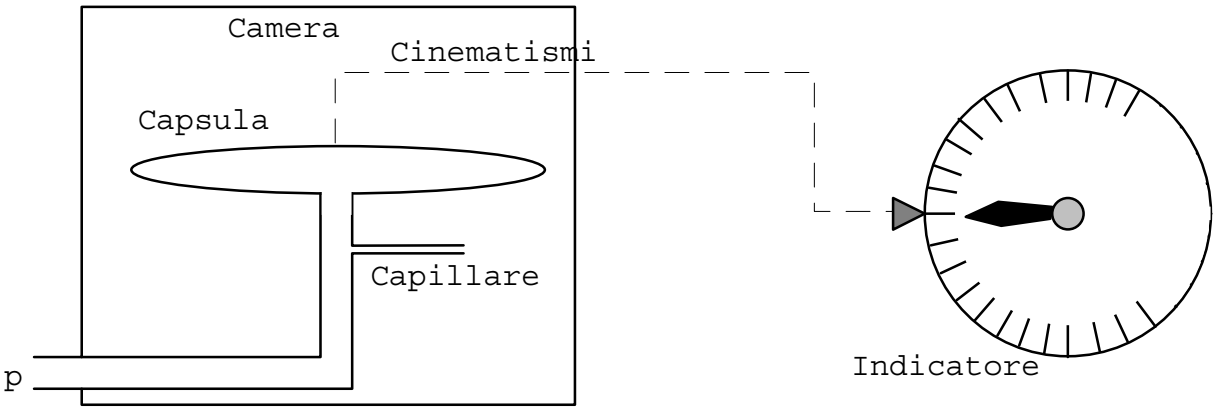


Fig. 13.6 - Schema di funzionamento del variometro

In condizioni stazionarie il variometro ha quindi la stessa pressione all'interno ed all'esterno della capsula; una salita porta il velivolo verso zone di pressione più bassa e quindi una contrazione della capsula fino a quando non si ristabilisce la pressione esternamente alla capsula stessa.

13.3.3 Anemometro

Un altro strumento basato su misure di pressione è l'*anemometro*; in questo caso la pressione da misurare è la pressione dinamica, differenza fra la pressione totale ottenibile da una presa diretta come la velocità relativa e la pressione statica. La pressione totale viene prelevata da una presa sul muso del velivolo, o da un'apposita sonda diretta come la direzione del moto. Per questa sonda l'errore di allineamento è molto meno sensibile di quello della presa statica: la componente utile è infatti data dal modulo della velocità per il coseno dell'angolo fra l'asse della presa e la velocità.
Dalla pressione dinamica è possibile, per regimi incomprimibili, risalire alla velocità dalla relazione:

$$p_t = p_s + \frac{1}{2}\rho v^2,$$

dove:

p_t = pressione totale
p_s = pressione statica
ρ = densità dell'aria
v = velocità dell'aria

Come si può notare la misura della velocità si basa sulla misura della differenza pt - ps, che si può facilmente ottenere con una capsula sottoposta a tale pressione differenziale, come indicato nello schema di fig. 13.6.

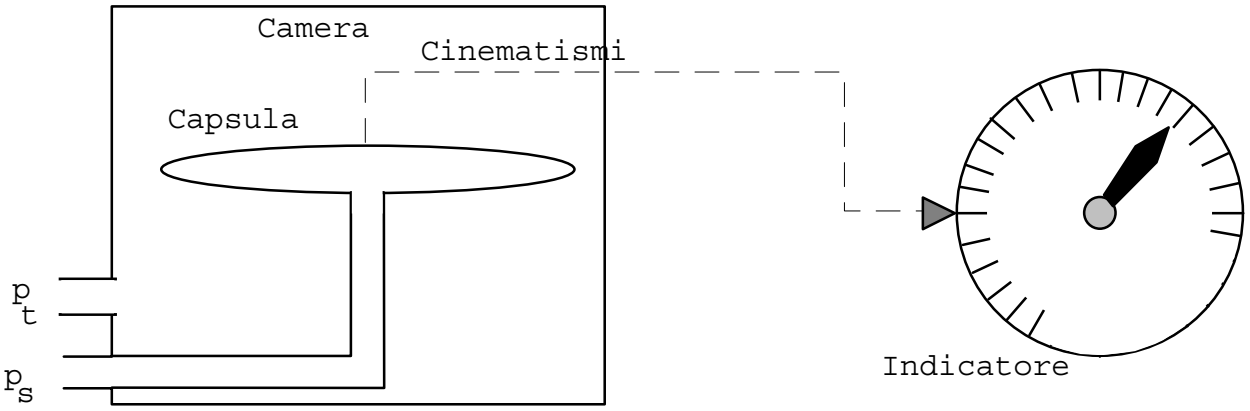


Fig. 13.6 - Schema di funzionamento dell'anemometro

Per avere una misura corretta della velocità occorre conoscere la densità ρ, che è influenzata dalle condizioni di quota e meteorologiche attuali.
Si definiscono così le seguenti velocità:

- IAS (*Indicated air speed*); è l'indicazione fornita dallo strumento come letto direttamente;
- CAS (*Calibrated air speed*); è ricavata dalla IAS mediante una curva di taratura che tiene conto di errori strumentali e di posizionamento delle prese, nonché dalla non linearità del problema;
- EAS (*Equivalent air speed*); è ricavata dalla CAS tenendo conto di effetti di comprimibilità; in pratica si passa direttamente dalla IAS alla EAS; la velocità equivalente viene ottenuta tenendo conto, nella formula di passaggio dalla pressione dinamica alla velocità, di

una densità corrispondente alla quota zero in aria tipo. Questa misura di velocità è quella che fornisce indicazioni delle forze agenti sul velivolo e quindi è l'indicazione fondamentale per controllare la velocità del velivolo rispetto alle velocità pericolose per il volo, velocità minima, velocità di manovra, ecc.;
- TAS (*True air speed*) è ricavata dalla EAS tenendo conto dell'effettiva densità alla quota di volo. Questa è la velocità rispetto all'aria e quindi relativamente utile per la navigazione, dato che non può tenere conto della presenza di venti.

Un ultimo strumento basato su misure di pressione è il Machmetro, in grado di misurare il numero di Mach di volo. Esso è costituito da un meccanismo come quello dell'anemometro, ossia che misura la differenza tra la pressione totale e quella statica, e da uno come quello dell'altimetro, che misura la pressione statica. Dal primo meccanismo si ottiene un segnale proporzionale alla velocità v dell'aria, dal secondo un segnale proporzionale a quello del suono c. Dal loro rapporto si ottiene il numero di Mach, $M = v / c$.

13.4 Strumenti giroscopici

Esiste una serie di strumenti di navigazione a bordo dei velivoli basati su *giroscopi*: *orizzonte artificiale*, *indicatore di virata*, *girodirezionale*, *girobussola e piattaforma inerziale*. Di quest'ultima si parlerà nel capitolo dell'avionica, con riferimento alla navigazione autonoma. Per meglio comprendere il significato di questo tipo di strumenti, si premettono dei cenni sulla teoria del giroscopio.

13.4.1 Generalità sui giroscopi

Un giroscopio consiste in un corpo rigido sospeso al baricentro, posto in rotazione attorno all'asse principale di massima inerzia, detto *asse di spin*, e tale da avere i momenti d'inerzia rispetto agli altri due assi principali uguali fra di loro. La sua forma tipica è quindi quella di un disco, con masse distribuite il più lontano possibile dal centro, rotante attorno all'asse verticale (fig. 13.7).

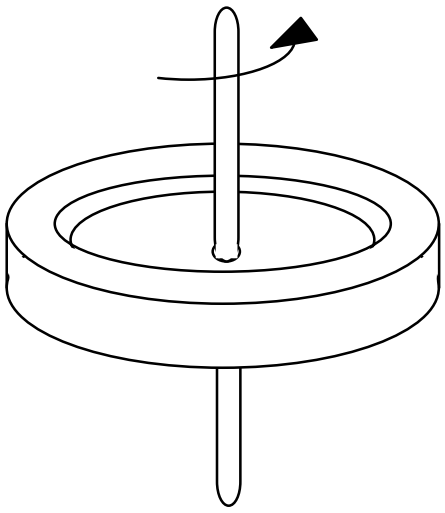


Fig. 13.7 - Giroscopio

Il moto angolare di un corpo rigido attorno ad un sistema di riferimento inerziale ad esso solidale può essere descritto dal sistema di equazioni:

$$[J]\{\dot{\omega}\} + [\omega \wedge][J]\{\omega\} = \{M\}$$

Si consideri il sistema di riferimento coincidente con gli assi principali d'inerzia ed i momenti d'inerzia uguali sui due assi perpendicolari all'asse di rotazione del giroscopio:

$$[J] = \begin{bmatrix} A & & \\ & A & \\ & & C \end{bmatrix}.$$

Essendo:

$$[\omega\wedge]=\begin{bmatrix}0 & -\omega_z & \omega_y\\ \omega_z & 0 & -\omega_x\\ -\omega_y & \omega_x & 0\end{bmatrix},$$

si ricava:

$$\begin{cases}A\dot{\omega}_x+(C-A)\omega_y\omega_z=M_x\\ A\dot{\omega}_y+(A-C)\omega_x\omega_z=M_y\\ C\dot{\omega}_z=M_z\end{cases}$$

Il sistema di equazioni scritto è relativo ad un sistema di riferimento solidale con la massa rotante del giroscopio; è quindi conveniente trasformare le equazioni portandosi in un sistema di riferimento dove sia eliminata la rotazione imposta al giroscopio attorno all'asse *z*.

Ponendo $\omega_z=\vartheta$, indicando con un apice le grandezze relative agli assi corpo e senza apice quelle relative agli assi giroscopio, si ha:

$$\begin{cases}M'_x=M_x\cos\vartheta+M_y\operatorname{sen}\vartheta\\ M'_y=-M_x\operatorname{sen}\vartheta+M_y\cos\vartheta\\ M'_z=M_z\end{cases}$$

$$\begin{cases}\omega'_x=\omega_x\cos\vartheta+\omega_y\operatorname{sen}\vartheta\\ \omega'_y=-\omega_x\operatorname{sen}\vartheta+\omega_y\cos\vartheta\\ \omega'_z=\omega_z\end{cases}$$

da cui:

$$\begin{cases}\dot{\omega}'_x=\dot{\omega}_x\cos\vartheta+\dot{\omega}_y\operatorname{sen}\vartheta-\omega_x\operatorname{sen}\vartheta\omega_z+\omega_y\cos\vartheta\omega_z\\ \dot{\omega}'_y=-\dot{\omega}_x\operatorname{sen}\vartheta+\dot{\omega}_y\cos\vartheta-\omega_x\cos\vartheta\omega_z-\omega_y\operatorname{sen}\vartheta\omega_z\\ \dot{\omega}'_z=\dot{\omega}_z\end{cases}$$

Sostituendo si ha:

$$\begin{cases} A\left(\omega_x \cos\vartheta + \omega_y \operatorname{sen}\vartheta - \omega_x \operatorname{sen}\vartheta\omega_z + \omega_y \cos\vartheta\omega_z\right) + (C-A)\omega_Z\left(-\omega_x \operatorname{sen}\vartheta + \omega_y \cos\vartheta\right) = \\ \qquad\qquad M_x \cos\vartheta + M_y \operatorname{sen}\vartheta \\ A\left(-\omega_x \operatorname{sen}\vartheta + \omega_y \cos\vartheta - \omega_x \cos\vartheta\omega_z - \omega_y \operatorname{sen}\vartheta\omega_z\right) + (A-C)\omega_Z\left(-\omega_x \operatorname{sen}\vartheta + \omega_y \cos\vartheta\right) = \\ \qquad\qquad -M_x \operatorname{sen}\vartheta + M_y \cos\vartheta \\ C\omega_z = M_z \end{cases}$$

$$\begin{cases} A\dot{\omega}_x \cos\vartheta + A\dot{\omega}_y \operatorname{sen}\vartheta - C\omega_x\omega_z \operatorname{sen}\vartheta + C\omega_y\omega_z \cos\vartheta = M_x \cos\vartheta + M_y \operatorname{sen}\vartheta \\ -A\dot{\omega}_x \operatorname{sen}\vartheta + A\dot{\omega}_y \cos\vartheta - C\omega_x\omega_z \operatorname{sen}\vartheta + C\omega_y\omega_z \cos\vartheta = -M_x \operatorname{sen}\vartheta + M_y \cos\vartheta \\ C\dot{\omega}_z = M_z \end{cases}$$

$$\begin{cases} \left(A\dot{\omega}_x + C\omega_y\omega_z - M_x\right)\cos\vartheta + \left(A\dot{\omega}_y - C\omega_x\omega_z - M_y\right)\operatorname{sen}\vartheta = 0 \\ -\left(A\dot{\omega}_x + C\omega_x\omega_z - M_x\right)\operatorname{sen}\vartheta + \left(A\dot{\omega}_y + C\omega_y\omega_z - M_y\right)\cos\vartheta = 0 \\ C\dot{\omega}_z = M_z \end{cases}$$

$$\begin{cases} A\dot{\omega}_x + C\omega_y\omega_z = M_x \\ A\dot{\omega}_y + C\omega_y\omega_z = M_y \\ C\dot{\omega}_z = M_z \end{cases}$$

La terza equazione risulta disaccopiata rispetto alle altre e ci assicura che la velocità angolare resta costante se il momento applicato è nullo. Dato che gli attriti saranno comunque presenti, questo significa che per avere velocità costante occorre applicare un momento che vinca tutte le resistenze presenti. Nella pratica il corpo rotante dei giroscopi è costituito dal rotore di un motore elettrico ad alta velocità, oppure da una turbina tenuta in rotazione dall'aria che la attraversa, aria ottenuta in genere per aspirazione a valle del giroscopio.
Ponendo costante ω_z si può definire la *tenacia* del giroscopio $H = C\omega_z$, il cui significato tornerà chiaro dalle equazioni che seguono. In assenza di momenti applicati, le equazioni del giroscopio diventano infatti:

$$\begin{cases} A\dot{\omega}_x + H\omega_y = 0 \\ A\dot{\omega}_y - H\omega_x = 0 \end{cases}$$

da cui:

$$\begin{cases} A\dot{\omega}_x + H\omega_y = 0 \\ A\dot{\omega}_y = H\omega_x \end{cases}$$

$$\ddot{\omega}_x + \left(\frac{H}{A}\right)^2 \omega_x = 0$$

L'asse del giroscopio potrà quindi avere delle oscillazioni, dette di *nutazione*, con frequenza:

$$f = \frac{H}{2\pi A} = \frac{C\omega_z}{2\pi A} \cong \omega_z$$

In presenza di un momento si può ricavare la soluzione del sistema che è composta di un integrale generale, che rappresenta la nutazione:

$$\begin{cases} \omega_x = K_1 \operatorname{sen}\frac{H}{A}t + K_2 \cos\frac{H}{A}t \\ \omega_y = -K_1 \cos\frac{H}{A}t + K_2 \operatorname{sen}\frac{H}{A}t \end{cases}$$

e di un integrale particolare, che rappresenta la *precessione*:

$$\begin{cases} \omega_x = -\frac{M_y}{H} \\ \omega_y = \frac{M_x}{H} \end{cases}$$

La soluzione completa è quindi :

$$\begin{cases} \omega_x = K_1 \operatorname{sen}\frac{H}{A}t + K_2 \cos\frac{H}{A}t - \frac{M_y}{H} \\ \omega_y = -K_1 \cos\frac{H}{A}t + K_2 \operatorname{sen}\frac{H}{A}t + \frac{M_x}{H} \end{cases}$$

Con le seguenti condizioni iniziali per $t = 0$:

$$\begin{cases} \omega_x = 0 \\ \omega_y = 0 \\ M_x = M_x \\ M_y = 0 \end{cases}$$

si ricava :

$$\begin{cases} K_1 = \frac{M_x}{H} \\ K_2 = 0 \end{cases}$$

da cui :

$$\begin{cases} \omega_x = \frac{M_x}{H} \operatorname{sen}\frac{H}{A}t \\ \omega_y = \frac{M_x}{H}\left(1 - \cos\frac{H}{A}t\right) \end{cases}$$

Si ha quindi un accoppiamento fra il momento rispetto ad un asse e la velocità angolare rispetto all'asse perpendicolare a questo ed all'asse di spin del giroscopio, a cui viene sovrapposta un oscillazione dell'asse di spin.
In realtà esistono sempre degli smorzamenti che possono essere ritenuti proporzionali alle velocità angolari e considerati come momenti esterni aggiuntivi:

$$\begin{cases} M_x = \overline{M}_x - a\omega_x \\ M_y = \overline{M}_y - b\omega_y \end{cases}$$

Il sistema di equazioni diventa così:

$$\begin{cases} A\dot{\omega}_x + a\omega_x + H\omega_y = \overline{M}_x \\ A\dot{\omega}_y + b\omega_y - H\omega_x = \overline{M}_y \end{cases}$$

ed ammette un integrale generale :

$$\begin{cases} \omega_x = e^{-\frac{a}{A}t}\left[K_1 \operatorname{sen}\frac{H}{A}t + K_2 \cos\frac{H}{A}t\right] \\ \omega_y = e^{-\frac{b}{A}t}\left[-K_1 \cos\frac{H}{A}t + K_2 \operatorname{sen}\frac{H}{A}t\right] \end{cases}$$

il quale evidentemente si annulla rapidamente, ed un integrale particolare:

$$\begin{cases} \omega_x = \dfrac{a\overline{M}_x - H\overline{M}_y}{H^2 + a^2} \\ \omega_y = \dfrac{H\overline{M}_x + b\overline{M}_y}{H^2 + b^2} \end{cases}$$

Un momento genera quindi la precessione, ma induce anche una velocità angolare attorno all'asse al quale viene applicato. In pratica però H è molto grande ed a e b son piccoli, per cui questo effetto è molto piccolo.
Se i momenti sono nulli le velocità angolari sono nulle, ovvero il giroscopio tenderà a mantenere invariato il suo asse di spin e la nutazione sarà annullata dagli smorzamenti.
Considerando un giroscopio in cui la rotazione attorno ad uno degli assi, ad esempio l'asse y, sia impedita, ci si riduce ad un'unica equazione:

$$A\dot{\omega}_x + H\omega_y = M_x$$

chiamando ϑ la rotazione attorno all'asse x e supponendo che il momento sia composto da una parte elastica ed una parte di smorzamento:

$$M_x = -K\vartheta - a\dot{\vartheta}$$

si ha :

$$A\ddot{\vartheta} + a\dot{\vartheta} + K\vartheta = -H\omega_y$$

Se si induce al giroscopio una velocità angolare rispetto all'asse bloccato, questo risponde con un momento su un asse perpendicolare a questo ed all'asse di spin; se questo momento è contrastato da un elemento elastico, si ha una rotazione proporzionale alla velocità angolare; lo smorzamento è necessario per evitare oscillazioni. In questo modo è possibile utilizzare il giroscopio come trasduttore per misurare velocità angolari.

13.4.2 Orizzonte artificiale

L'orizzonte artificiale è uno strumento che indica gli angoli di beccheggio e di rollio del velivolo. Esso è basato su un giroscopio a 3 gradi di libertà, ovvero libero di ruotare attorno a tutti gli assi, come indicato in fig. 13.8.
In fig. 13.9 il giroscopio 2 ha asse di spin X-X_1, gabbia interna 4 ed esterna 3.
La gabbia esterna è incernierata al velivolo parallelamente all'asse longitudinale di quest'ultimo (asse Z-Z_1) e quindi è in grado di indicare l'angolo di rollio in modo diretto: il braccio 9, solidale con la gabbia esterna, indica l'angolo di rollio sulla ghiera graduata 9, solidale col velivolo.
La gabbia interna comanda invece, con una serie di cinematismi, il movimento di una figura rappresentativa dell'orizzonte, divisa nei due colori azzurro per il cielo e marrone per il suolo: sempre dalla fig. 13.9 si osserva infatti che, durante il beccheggio del velivolo, la gabbia esterna beccheggia solidalmente ad esso ruotando rispetto alla gabbia interna attorno all'asse Y-Y_1; la barra orizzontale 8 ruota attorno al piolo 6 nello stesso verso ma di un angolo maggiore, grazie al sistema cinematico (si osservi che il piolo 7 è solidale con la gabbia interna, la quale mantiene invariato il suo orientamento); il braccio trascina con sé la figura rappresentante l'orizzonte; questa trasla verticalmente rispetto ad un quadrante trasparente, solidale col velivolo, sul cui centro è riportata la sagoma 1 rappresentativa del velivolo.
L'elemento 5 è un semplice contrappeso.

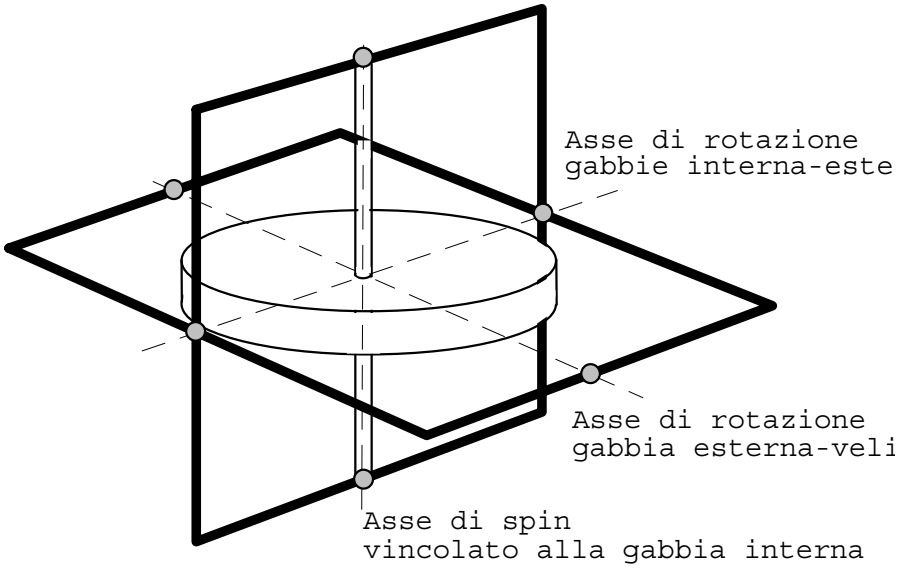


Fig. 13.8 - Giroscopio a 3 gradi di libertà

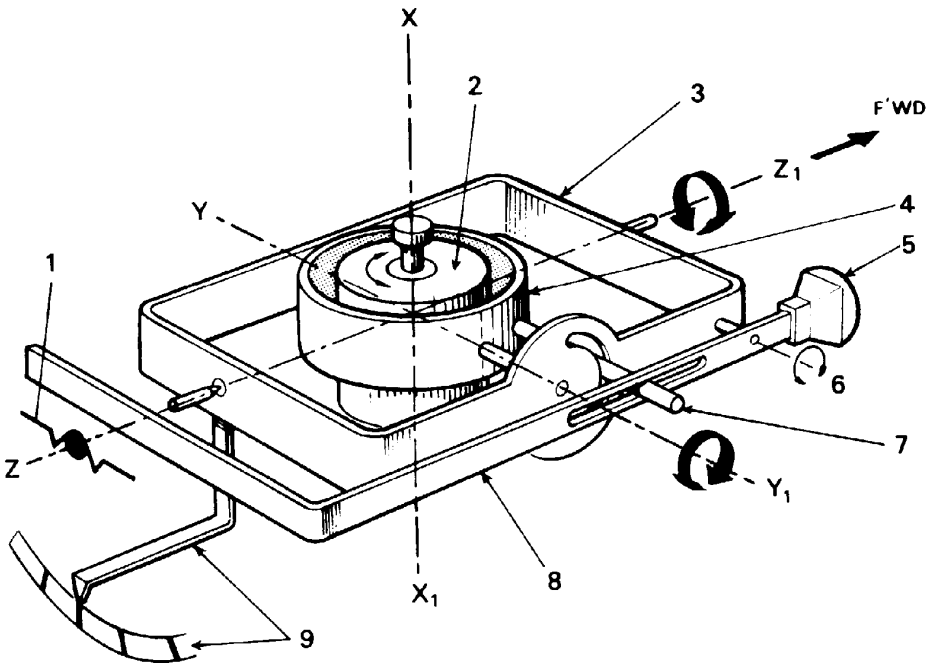


Fig. 13.9 – Cinematismi dell'orizzonte artificiale

Lo strumento fin qui descritto sarebbe però affetto da un errore di *precessione apparente*: mentre l'asse di spin tende a rimanere orientato parallelo a se stesso, il velivolo percorre una traiettoria non piana, poiché legata alla curvatura terrestre. A bordo si osserverebbe quindi una precessione del giroscopio, ovvero un movimento dell'orizzonte artificiale. Per evitare questo inconveniente si adottano dei *sistemi erettori* che tendono a riallineare costantemente l'asse di spin con la verticale locale. Esistono due principali tipi di sistemi erettori, legati al tipo di funzionamento del giroscopio (se ad aria o a motore elettrico), ma entrambi basati su meccanismi a pendolo, come schematizzato in fig. 13.10.

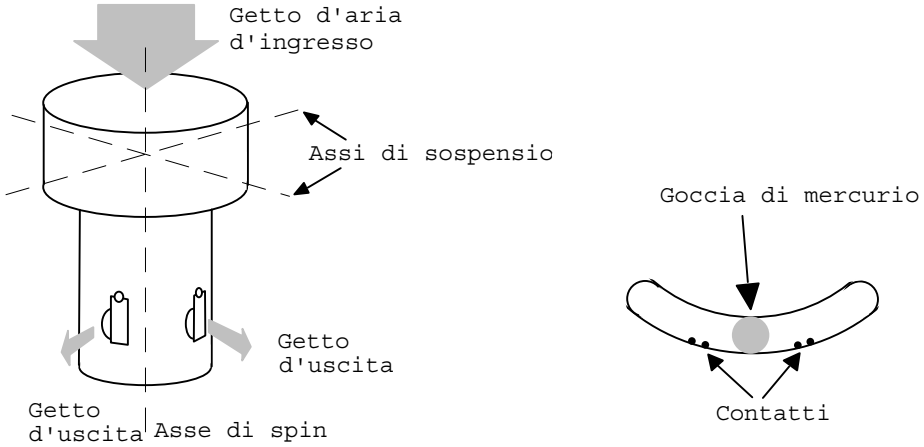


Fig. 13.10 - Sistemi erettori ad aria e a motore elettrico

Nel primo caso la gabbia interna è in realtà una camera in cui viene aspirata l'aria che mette in rotazione il giroscopio; l'aria è poi espulsa da 4 fori laterali, disposti a 90° l'uno dall'altro e collocati con un certo braccio sotto al baricentro del giroscopio. I fori sono parzialmente ottu-

rati da 4 tendine incernierate a pendolo, le quali si dispongono quindi come la normale locale. In condizioni di allineamento tra l'asse della camera e la normale locale, i fori sono parzialmente otturati in ugual misura, creando così un sistema in equilibrio. In caso di disallineamento tra l'asse di spin e la normale locale, le tendine otturano i fori contrapposti in modo differenziato, generando una coppia attorno al baricentro sfasata di 90° rispetto all'angolo di disallineamento, ovvero una coppia precessionante che raddrizza il giroscopio.
Nel secondo caso vengono invece impiegati dei motori elettrici per ottenere la correzione, che ovviamente anche in questo caso dovranno applicare una coppia precessionante sugli assi del giroscopio. Questi motori sono attivati da due interruttori a goccia di mercurio, ognuno costituito da un tratto di canaletta circolare contenente la goccia di mercurio e due zone di contatto. In condizioni di allineamento tra l'asse di spin e la normale locale, la goccia di mercurio, che si comporta come un pendolo, è in centro alla canaletta, ed i contatti rimangono aperti. In caso di disallineamento tra l'asse e la normale, la goccia si dispone fuori centro potendo così chiudere uno dei due contatti. Questi due interruttori sono disposti sulla gabbia interna orientati a 90° l'uno rispetto all'altro, di modo da risentire del disallineamento sia lungo l'asse di rollio che di quello di beccheggio.
E' evidente che entrambi i sistemi erettori, essendo basati su meccanismi a pendolo, risentono delle forze d'inerzia; in manovra, dunque, tenderebbe a verificarsi l'allineamento tra l'asse di spin e la normale apparente, data dalla somma vettoriale dell'accelerazione di gravità e di quella risultante di inerzia. A tale scopo la rotazione indotta dai sistemi erettori è sempre lenta, sull'ordine di qualche grado al minuto, di modo che per manovre relativamente brevi l'asse di spin non venga ruotato sensibilmente. L'ordine di grandezza delle velocità erettive è tra i 3 e gli 8 gradi/minuto. Inoltre, nel caso del sistema a motori elettrici, si collocano i contatti molto vicini al centro della canaletta, di modo che in caso di manovra appena accentuata la goccia superi i contatti, senza fermarsi a chiuderli.

13.4.3 Indicatore di virata

Questo strumento, detto anche *virometro*, serve ad indicare la velocità angolare di virata. Esso viene spesso completato con uno *sbandometro*, ossia un indicatore di accelerazioni lungo l'asse di beccheggio, ed in tal caso lo strumento prende il nome di *virosbandometro*.
Il virometro si basa su un giroscopio a 2 gradi di libertà, compreso quello di spin. L'asse di spin è diretto come l'asse di beccheggio del velivolo ed è incernierato ad una gabbia che permette la rotazione attorno a quello di rollio. Il grado di libertà soppresso è dunque quello associato alla rotazione attorno all'asse di imbardata (fig. 13.11).
Durante una virata di velocità angolare ω_y, tale velocità viene indotta al giroscopio. Questo risponderebbe precessionando attorno all'asse di rollio, ma se tale movimento viene contrastato da una molla torsionale di rigidezza K, la gabbia trova una posizione di equilibrio ϑ data dall'ultima delle equazioni viste per i giroscopi, ossia:

$$A\ddot{\vartheta} + a\dot{\vartheta} + K\vartheta = -H\omega_y ,$$

che ha come soluzione a regime:

$$\vartheta = -\frac{H}{K}\omega_y$$

dove *H* è la solita tenacia del giroscopio.

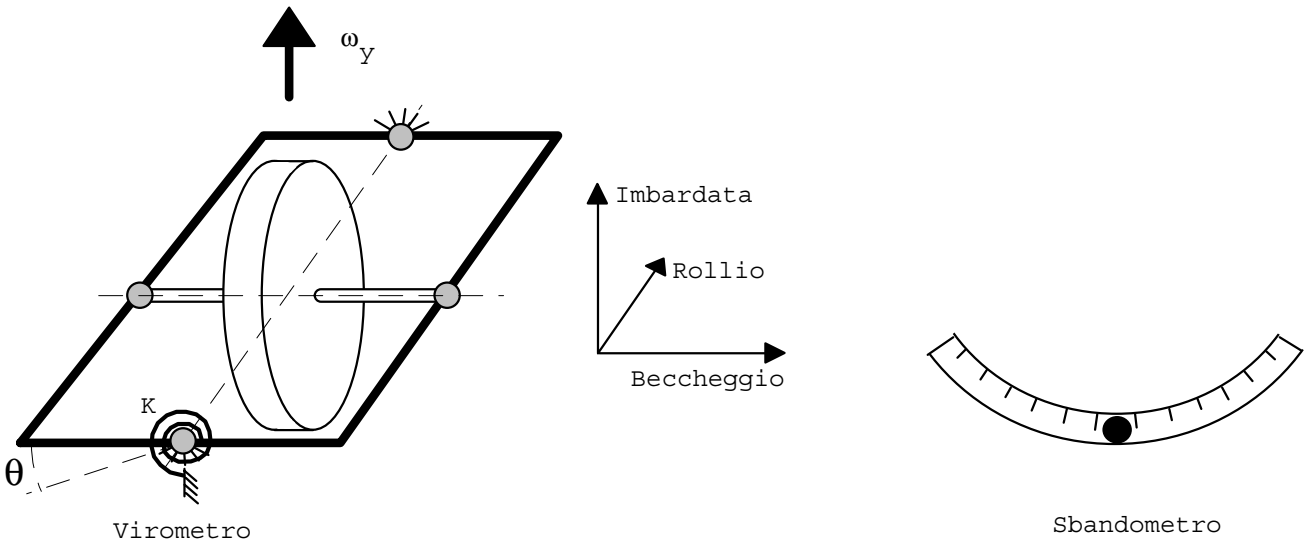


Fig. 13.11 – Virometro e sbandometro

In altri termini si riesce a valutare la velocità angolare misurando semplicemente un angolo; oppure, se invece della molla si applica una cella di carico in un punto della gabbietta lontano dall'asse, viene misurata una forza.
In realtà questo strumento è affetto da errore perché la misura è corretta solo lungo l'asse perpendicolare alla gabbia. In genere questo non coincide con l'asse di virata, in misura maggiore quanto più è elevata la velocità angolare di virata. Si può quindi dire che tale strumento viene principalmente utilizzato come indicatore del fatto che il velivolo sia in virata o in moto rettilineo.
Lo sbandometro consiste in un sistema pendolare, tipicamente una massa libera di scorrere all'interno di una canaletta semicircolare. Durante una virata non corretta, la risultante della forza peso e centrifuga sulla massa porta questa fuori centro verso l'esterno della curva se la virata è compiuta con un angolo di rollio troppo basso, verso l'interno se compiuta con un angolo di rollio troppo alto.

13.4.4 Girodirezionale

Questo fu il primo strumento giroscopico ad essere utilizzato come indicatore di rotta ma su molti velivoli attuali è stato sostituito dalla bussola elettronica.
Esso è costituito da un giroscopio a 3 gradi di libertà e asse di spin orizzontale; è utilizzato come indicatore di rotta nei periodi, relativamente brevi, di manovra, quando cioè la bussola magnetica fornisce indicazioni troppo oscillanti.
La gabbia interna, solidale come al solito con l'asse di spin, porta una ghiera graduata di 360° (fig. 13.12) ed è incernierata alla gabbia esterna che, infine, è libera di ruotare attorno all'asse di imbardata del velivolo. Prima di eseguire una manovra, viene impostata sullo strumento, attraverso una manopola di regolazione, la rotta attualmente indicata dalla bussola. Durante la manovra viene seguita la rotta indicata dal girodirezionale, che si mantiene affidabile per un

certo periodo di tempo, terminato il quale gli errori di deriva e precessione apparente diventano non più trascurabili, nonostante i sistemi erettivi impiegati.

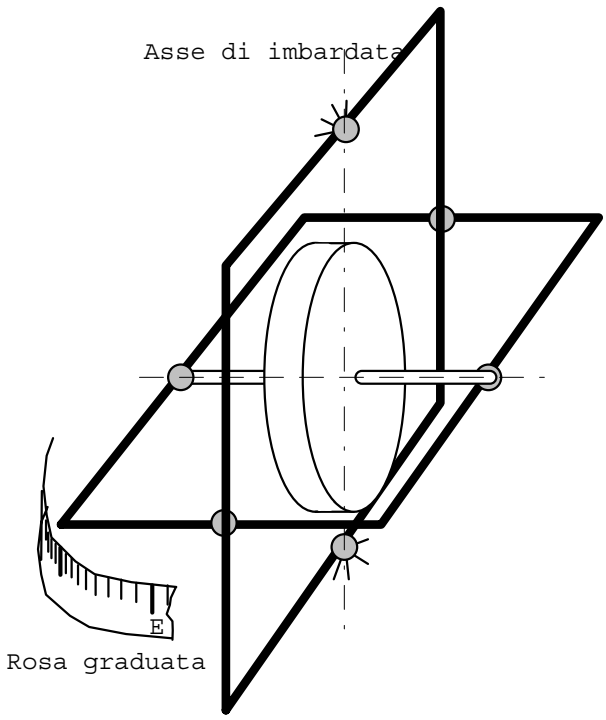


Fig. 13.12 – Girodirezionale

14. AVIONICA

14.1 Introduzione

Per *avionica* si intende l'insieme delle apparecchiature elettroniche impiegate a bordo di un velivolo; i maggiori componenti dell'avionica sono le apparecchiature di comunicazione, di navigazione ed i calcolatori di bordo.
Le funzioni demandate all'avionica sono in questi ultimi anni cresciute in modo enorme; questo è stato possibile sia per gli sviluppi tecnologici che hanno portato alla miniaturizzazione dei circuiti ed alla loro capacità di lavorare a frequenze sempre più elevate, sia allo sviluppo delle metodologie digitali, che ha consentito di raggruppare in un numero limitato di apparecchiature funzioni che, con le metodologie analogiche, dovevano essere svolte da apparecchiature differenziate. Le metodologie digitali, oltre a minimizzare il numero di unità necessarie per svolgere determinate funzioni, hanno anche il grosso vantaggio di diminuire il numero di collegamenti fra le varie apparecchiature mediante l'impiego di bus di comunicazione condivisi fra diverse funzioni. La miniaturizzazione e le maggiori capacità disponibili in pratica hanno portato ad un aumento delle funzioni svolte per via elettronica, senza incrementi di pesi e necessità di energia per il loro funzionamento; nei casi dove questo aumento non è sfruttato si ha però avuto un sensibile guadagno di peso.

14.2 Comunicazioni

I piloti hanno la necessità di comunicare dal loro velivolo con l'esterno in tutte le fasi della loro missione, ad esempio: durante il decollo con la torre di controllo, durante il volo con il centro di controllo dello spazio aereo, in avvicinamento e all'atterraggio con l'aeroporto di arrivo.
I collegamenti tra il velivolo e terra o tra velivolo e velivolo debbono necessariamente avvenire attraverso *radio*, sfruttando quindi un *campo elettromagnetico*.

14.2.1 Campo elettromagnetico

Il campo elettromagnetico viene creato inviando in un conduttore una corrente elettrica alternata; di questa una parte viene trasformata in campo elettromagnetico e propagata nello spazio; se questa raggiunge un conduttore, si genera in esso una corrente elettrica che ha caratteristiche di frequenza uguali a quella della corrente iniziale.
L'onda elettromagnetica è composta dall'insieme di un campo elettrico e di un campo magnetico rappresentabili con vettori perpendicolari fra loro e su un piano normale alla direzione di propagazione dell'onda elettromagnetica stessa.
Utilizzando un antenna verticale si genera un campo elettromagnetico in cui il campo elettrico è verticale, un campo quindi polarizzato verticalmente; una antenna ricevente è in grado di captare il segnale solo se anch'essa è verticale.

L'onda elettromagnetica trasmessa è caratterizzata da *ampiezza*, *frequenza*, *lunghezza d'onda* e *velocità di propagazione*.
Frequenza f , lunghezza d'onda λ e velocità di propagazione c sono fra loro legate dalla relazione:

$$f = \frac{c}{\lambda}$$

La velocità delle onde elettromagnetiche nel vuoto è uguale alla velocità della luce (300000 km/s); nell'atmosfera la velocità è solo leggermente inferiore. La lunghezza d'onda in metri è quindi data da:

$$\lambda[m] = \frac{300}{f[MHz]}$$

Le frequenze utilizzate per le comunicazioni cadono in ben precise bande internazionali, definite come nella tab. 14.1, sebbene i limiti non siano molto rigidi:

Banda di frequenza	Designazione	Frequenza	Lunghezza d'onda
Very Low Frequency	VLF	3 - 30 kHz	100 - 10 km
Low Frequency	LF	30 - 300 kHz	10 - 1 km
Medium Frequency	MF	300 - 3000 kHz	1000 - 100 m
High Frequency	HF	3 -30 MHz	100 - 10 m
Very High Frequency	VHF	30 - 300 MHz	10 - 1 m
Ultra High Frequency	UHF	300 - 3000 MHz	100 - 10 cm
Super High Frequency	SHF	3000 - 30000 MHz	10 - 1 cm
Extremely High Frequency	EHF	30000 - 300000 MHz	10 - 1 mm

Tab. 14.1 - Bande di frequenza

In aeronautica si utilizzano il VHF (33-88 MHz per il militare e 108-156 MHz per il civile) e l'UHF, o meglio una zona a cavallo tra il VHF e l'UHF (225-400 MHz per il militare).
La propagazione avviene in linea retta ma può essere alterata nel suo percorso dai diversi componenti dell'atmosfera; viene comunque attenuata in modo dipendente dalla sua frequenza, ovvero al crescere della frequenza cresce l'attenuazione.
Per frequenze decisamente basse (< 3 MHz) l'onda elettromagnetica può subire delle rifrazioni dall'atmosfera in genere, o riflessioni dalla ionosfera, che le consentono di seguire la curvatura terrestre e quindi è possibile la trasmissione tra stazioni radio a grande distanza, ammesso di disporre di un'elevata potenza dell'apparato: si possono raggiungere distanze di 1000 miglia in MF e di alcune migliaia di miglia in VLF. Tuttavia le onde a bassa frequenza vengono molto disturbate dalle scariche atmosferiche.
La propagazione alle alte frequenze ha invece l'inconveniente di consentire il collegamento solo fra stazioni in vista, ma d'altra parte richiede una potenza decisamente più bassa e la trasmissione non è disturbata dai fenomeni atmosferici.

14.2.2 Componenti di un impianto di comunicazione

Un sistema di comunicazione è costituito da:
- Microfono/cuffia
- Impianto audio
- Ricetrasmettitore
- Quadro di controllo
- Antenna

Il *microfono* trasforma le onde sonore in segnali elettrici; l'*impianto audio* gestisce tutti i segnali audio a bordo del velivolo (anche di apparati diversi); il *trasmettitore* converte il segnale elettrico da frequenza audio alla frequenza necessaria per la trasmissione secondo la modalità e la frequenza impostata nel *quadro di controllo* e la invia all'*antenna.*
L'apparato ricevente ha gli stessi blocchi e le stesse funzioni svolte in senso inverso.
Il tipo più semplice di antenna è costituito da un conduttore nel quale viene fatta circolare una corrente alternata; per un funzionamento ottimale l'antenna deve avere una lunghezza pari alla lunghezza d'onda da trasmettere o ricevere, ma alle basse frequenze questo può essere proibitivo ed allora si ammettono lunghezze di antenna pari alla metà o ad un quarto dell'onda, perdendo sempre più di efficienza.
Un'antenna ideale propaga potenza in modo isotropo e quindi, in ogni direzione, la densità di potenza diminuisce con il quadrato della distanza; è però possibile costruire antenne che abbiano direzioni privilegiate di trasmissione e quindi avere in certe direzioni un guadagno; a pari potenza di trasmissione è quindi possibile avere in certe direzioni una densità di potenza decisamente più elevata di quella che si avrebbe con l'antenna isotropa.
L'antenna risente inoltre della sua installazione e della presenza di oggetti nelle sue vicinanze: tipicamente un'antenna per comunicazioni velivolo-terra dovrà essere posta nella parte inferiore del velivolo.
Oltre alla forma e costruzione dell'antenna è quindi fondamentale la sua installazione, che può essere studiata teoricamente, ma deve essere comunque ottimizzata in fase di messa a punto del velivolo durante le prove di volo.
Su un velivolo sono inoltre presenti più antenne, le quali hanno effetti di interferenza fra loro; spesso le antenne riceventi e trasmittenti sono separate fra loro per consentire dialogo contemporaneo nei due sensi, ma a volte le interferenze fra loro sono così forti che è necessario tacitare l'ascolto durante le trasmissioni.
Anche se teoricamente l'antenna dovrebbe avere un ben preciso rapporto di lunghezza rispetto la lunghezza d'onda trasmessa, essa è in grado di funzionare efficacemente in una certa gamma di frequenze. Esistono anche antenne in grado di funzionare su larghe bande di frequenza mediante un'*accordatura* elettronica eseguita automaticamente.

14.2.3 Modulazione di portanti

Un trasmettitore è un dispositivo in grado di elaborare l'informazione da trasmettere in modo da ottenere un'*onda portante*, di requisiti di frequenza e potenza adatti per poter essere trasformata in campo elettromagnetico attraverso l'antenna; il ricevitore dovrà essere in grado di eseguire la funzione inversa e riottenere quindi l'informazione trasmessa.

La necessità di questa trasformazione è legata al fatto che il segnale che si vuole trasmettere è di frequenza molto bassa: una sua trasmissione diretta avverrebbe quindi con lunghezze d'onda molto elevate e sarebbero necessarie antenne di dimensioni inaccettabili; inoltre le onde di bassa frequenza subiscono un'attenuazione molto forte e richiederebbero potenza di trasmissione elevatissima.
Si ricorre quindi ad un'operazione detta di *modulazione* che consiste nel modificare un'onda di alta frequenza in base alle informazioni da trasmettere.
Come schematizzato in fig. 14.1, l'onda portante viene generata da un *oscillatore*, amplificata perché altrimenti troppo debole per la trasmissione e modificata attraverso il modulatore.
Parallelamente il segnale audio viene tradotto in segnale elettrico ed amplificato, e quindi inviato a modulare la portante. Il tutto è di nuovo amplificato per essere poi trasmesso. Accanto a questi elementi occorrerà un *alimentatore* per fornire la potenza necessaria ai valori di tensione richiesti dai vari componenti.

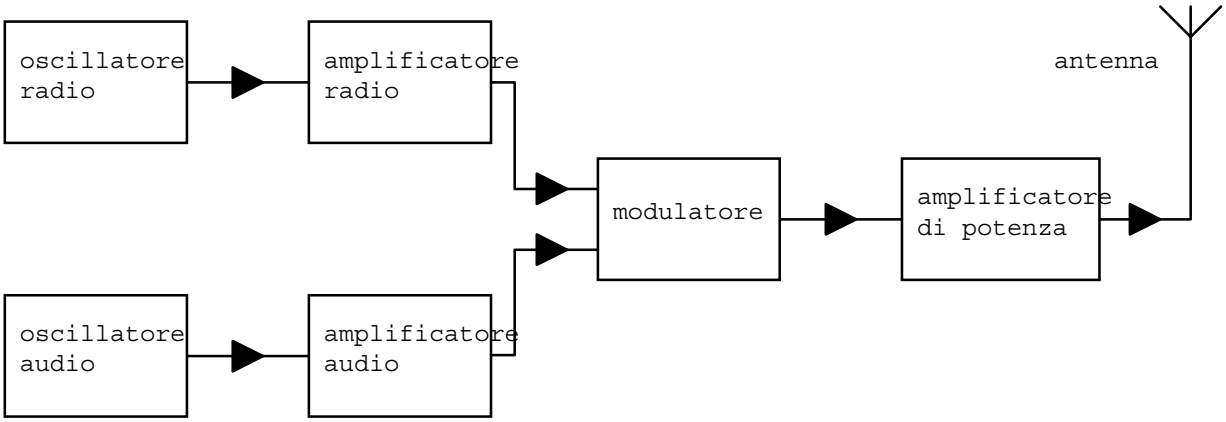


Fig. 14.1 - Schema impianto radiotrasmittente

La modulazione può essere tale da variare l'ampiezza dell'onda portante o da variarne la frequenza.
Nella *modulazione di ampiezza* l'ampiezza dell'onda risultante varia fra un minimo ed un massimo in funzione dell'ampiezza dell'onda modulante, ossia del segnale audio da trasmettere. Il risultato è rappresentato in fig. 14.2.

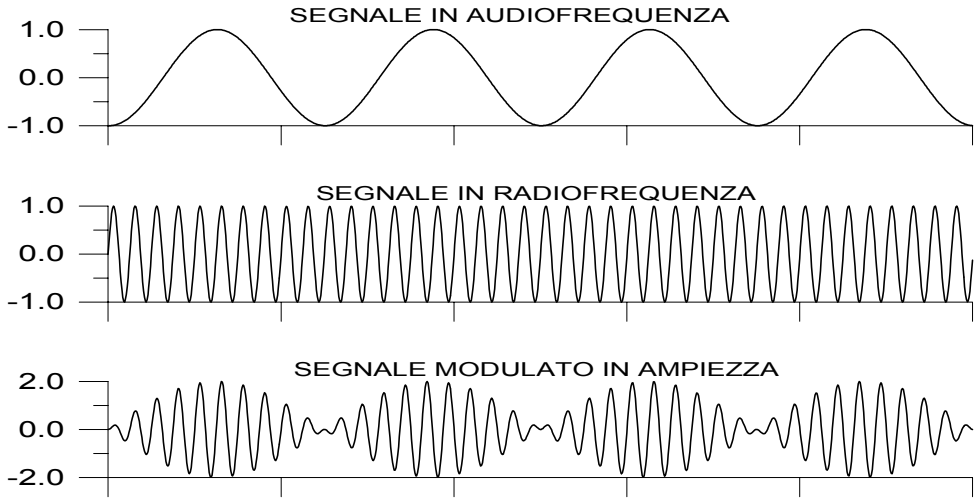


Fig. 14.2 - Modulazione di ampiezza

Si definisce *profondità di modulazione* il rapporto fra l'ampiezza dell'onda modulante e quella dell'onda portante.
Considerando un'onda modulante sinusoidale, con profondità di modulazione del 100% l'ampiezza dell'onda risultante arriva ad un minino di zero, mentre con profondità minore ha sempre un valore positivo e con profondità maggiore si ha perdita di informazione.
La modulazione in ampiezza di una onda a frequenza f_p con un segnale a frequenza f_m genera un'onda con le frequenze $f_p - f_m$, f_p e $f_p + f_m$; in realtà il segnale da trasmettere è sempre un segnale composto e quindi sarà necessaria una certa *larghezza di banda* attorno alla frequenza fondamentale della portante. Per la voce umana si hanno contributi in frequenza significativi da 300 a 3000 Hz; una trasmissione a 7MHz richiede quindi una banda di frequenze da 6997 a 7003 kHz. In pratica si ammette una frequenza massima per la voce di 4500 Hz e quindi la trasmissione deve avvenire con una larghezza di banda (canale) di 9000 Hz. Le frequenze utilizzate per la trasmissione devono quindi essere fra loro separate di almeno 9 kHz. Per la trasmissione di musica è necessaria una maggiore larghezza di banda, tra i 10 e i 15 kHz.
Nella *modulazione di frequenza* invece l'ampiezza dell'onda risultante viene mantenuta costante mentre la sua frequenza viene variata in funzione del segnale da trasmettere, come indicato in fig. 14.3.

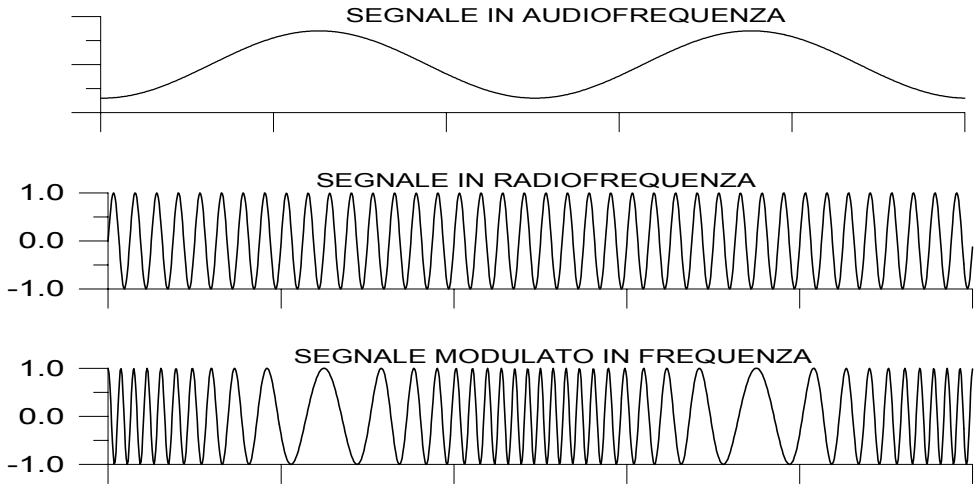


Fig. 14.3 - Modulazione di frequenza

Le variazioni di frequenza sono funzione dell'ampiezza del segnale modulante. Si considera modulato al 100% una portante nella quale si abbia una deviazione di frequenza di 75kHz.
Se il segnale modulante è un'onda sinusoidale di frequenza f_m, e la portante ha frequenza f_p, il segnale risultante possiede le frequenze $f_p \pm i \bullet f_m$ con larghezza di banda teoricamente infinita; in realtà al crescere di i l'ampiezza cala in modo tale da poter trascurare le frequenze al di fuori di una banda limitata attorno alla frequenza portante, se pur maggiore di quella che si otterrebbe in modulazione di ampiezza. Le trasmissioni ad onde medie e basse (MF e LF) sono sempre modulate in ampiezza poiché esse sono a lunga distanza e quindi, per ridurre interferenze, è bene contenere la larghezza di banda.
L'oscillatore che genera la frequenza portante deve possedere una buona stabilità; gli amplificatori di potenza devono essere tali da non deformare il segnale amplificato, l'amplificatore finale deve avere una potenza sufficiente. Le potenze dei trasmettitori usati a bordo vanno dalla decina al centinaio di Watt.

I ricevitori devono eseguire le funzioni inverse; a questo scopo è necessario prima di tutto captare dall'antenna la banda di frequenza di interesse e successivamente da questa ricavare il segnale utilizzato per la modulazione del segnale trasmesso.
I circuiti rivelatori sono circuiti che entrano in risonanza ad una certa frequenza e quindi sono in grado di captare dall'antenna segnali anche molto deboli ed inviarli, dopo un'opportuna amplificazione, al demodulatore.
Le caratteristiche importanti dei ricevitori sono la *sensibilità* (capacità di ricevere segnali anche molto deboli), la *selettività* (gamma di frequenza ai quali sono sensibili) e la *stabilità*.
La sensibilità deve essere molto alta per poter ricevere segnali anche molto deboli; occorre però fare attenzione che i segnali da ricevere possono avere intensità talmente bassa da richiedere un'amplificazione di milioni di volte: amplificazioni di tale tipo rendono sensibili anche i rumori di fondo presenti in tutti i circuiti elettronici; è necessario quindi che l'amplificazione sia tale da aumentare il rapporto segnale/rumore il più possibile.
La selettività deve essere tale da amplificare solo la banda necessaria attorno alla frequenza portante e tagliare il più possibile le frequenze al di fuori di questo campo, che costituirebbero solo una distorsione dell'informazione trasmessa.
Le frequenza utilizzate sono nelle bande:

VHF Low	30-88 MHz	Modulazione frequenza
VHF High	108-156 MHz	Modulazione ampiezza
Marittima	156-174 MHz	Modulazione frequenza
UHF	225-400 MHz	Modulazione ampiezza e frequenza

I canali prevedono una separazione 25 kHz per un totale di 11960 canali.
I ricetrasmettitori moderni sono in grado di lavorare su tutte le gamme di frequenza, riunendo quindi in un'unica apparecchiatura tutto ciò che una volta faceva parte di diversi apparati; essi consentono inoltre di preimpostare un certo numero di canali, o di selezionare direttamente una determinata frequenza. La potenza di trasmissione è dell'ordine della decina di Watt, la sensibilità in ricezione è dell'ordine dei microvolt.

14.3 Radar

Il r*adar* (Radio Detecting And Range) è un sistema che consente di determinare la presenza e la posizione di un obiettivo.
Il principio fondamentale sul quale si basa è il rilevamento della riflessione delle onde radio che investono un ostacolo; se si dispone di una antenna direzionale, oltre alla presenza dell'obiettivo, è possibile determinarne la posizione angolare (fig. 14.4); inoltre, se si riesce a misurare il tempo impiegato dall'onda radio a raggiungere l'ostacolo e a tornare, se ne può determinare la distanza; infine, se è possibile sfruttare l'effetto Doppler sulla frequenza del segnale, si può misurare la velocità relativa rispetto all'obiettivo, o rimuovere l'eco di ostacoli fissi.
Tutte le caratteristiche sopra elencate sono sfruttate in vari modi da diversi tipi di Radar.
Un aspetto tipico del Radar è il fatto che, siccome la frequenza dell'onda riflessa, a parte scostamenti dovuti all'effetto Doppler, è identica a quella dell'onda trasmessa, occorre distinguere l'onda inviata da quella ricevuta e quindi la trasmissione deve avvenire per brevi periodi, ponendo poi l'apparecchiatura in ascolto per un tempo legato alla portata massima possibile del Radar. Schematicamente i componenti sono quelli rappresentati in fig. 14.5.

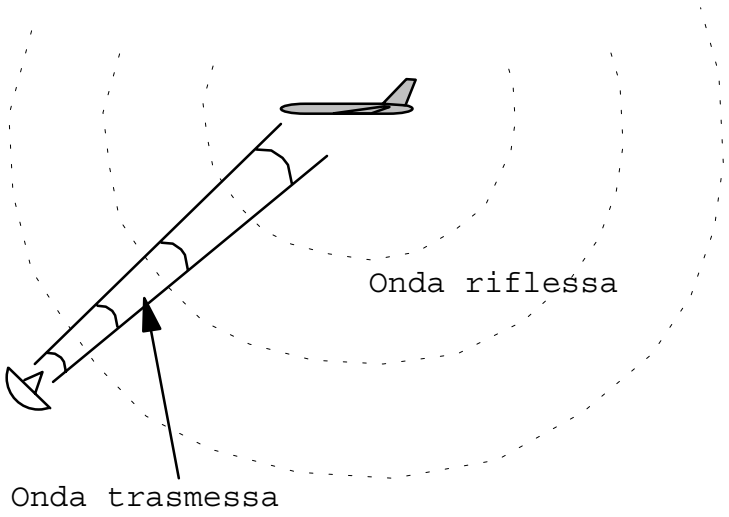


Fig. 14.4 - Radar, onde trasmesse e riflesse

Il trasmettitore genera l'energia in radiofrequenza necessaria al funzionamento. La potenza va da qualche watt del radar-altimetro alle decine di kilowatt dei potenti radar di terra. Le tensioni possono raggiungere qualche kV. Il segnale passa attraverso un interruttore che evita la trasmissione contemporanea alla ricezione, e quindi attraverso un dispositivo mobile, definito scanner, che sostiene ed orienta l'antenna, la quale emette un fascio molto stretto.

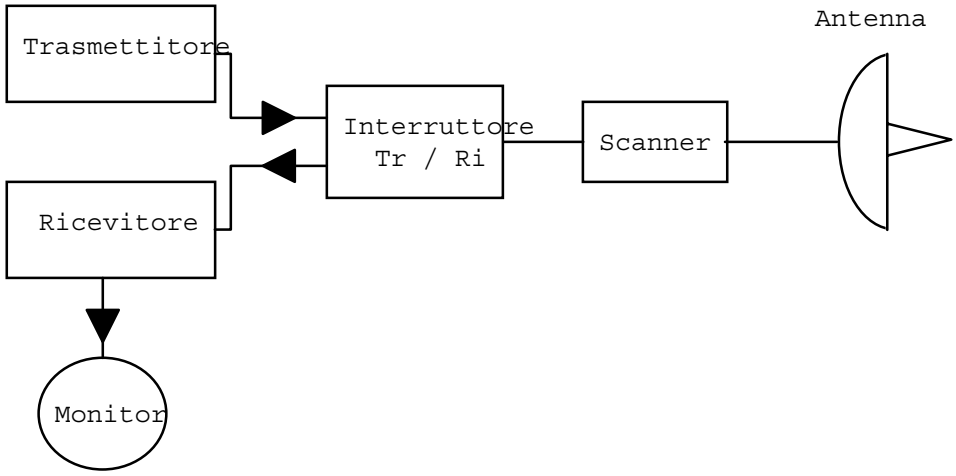


Fig. 14.5 - Componenti radar

Durante la trasmissione la densità di potenza del segnale si riduce con l'inverso del quadrato del percorso; il segnale viene inoltre ridotto per assorbimento atmosferico. Una quantità piccola incide l'obiettivo, che in parte lo assorbe ed in parte lo riflette in varie direzioni; dopo l'ulteriore decadimento del segnale, un residuo molto limitato torna all'antenna radar e quindi al ricevitore. Qui il segnale viene amplificato e filtrato dai vari rumori che si sono inevitabilmente introdotti.
Il radar opera normalmente con frequenza fra 100 e 1000 MHz; la trasmissione è per periodi dell'ordine dei microsecondi: per un radar con portata *d*, detta *c* la velocità di propagazione del segnale radio, il numero *n* di impulsi al secondo che si possono trasmettere è dato da:

$$n = c / 2d,$$

che, se ad esempio $d = 50$ km, dà $n = 3000$.
La portata massima del radar dipenderà dalla potenza di trasmissione; esiste comunque anche un valore di portata minima legata alla durata della trasmissione: infatti un ostacolo troppo vicino provoca un'eco che ritorna prima che l'apparecchiatura possa essersi messa in ascolto.
Il fatto che il radar trasmetta per periodi di tempo molto brevi implica il fatto che esso richiede una potenza molto elevata per tempi brevi; il rapporto fra potenza di picco e potenza media è quindi molto elevato e questo fatto può essere sfruttato per costruire radar con potenza di emissione molto elevata rispetto alla potenza assorbita.
La distanza dell'ostacolo viene individuata dal tempo intercorso fra l'invio del segnale e la ricezione dell'eco. La posizione angolare viene individuata costruendo antenne con fascio molto stretto e muovendole meccanicamente. Se l'obbiettivo è in movimento con velocità v, la risposta ha una variazione di frequenza Δf dovuta all'effetto Doppler, rispetto alla frequenza di trasmissione f_t, data da:

$$\Delta f = 2 \cdot f_t \cdot v/c.$$

Questo scostamento in frequenza è misurabile, per cui è possibile eliminare gli echi che non hanno scostamenti di frequenza e quindi eliminare quelli degli ostacoli fissi.
La presentazione del radar è normalmente su uno schermo circolare il cui centro rappresenta la posizione della stazione radar e gli ostacoli vengono segnalati con punti di intensità proporzionale alla potenza dell'eco e la cui posizione identifica sia la direzione che la distanza dell'ostacolo.
Questo vale per i radar che eseguono la ricerca sui 360°, ma si possono anche avere radar con spostamento verticale dell'antenna, o con scansione attorno ad una certa direzione. Il primo tipo, ruotante attorno ai 360°, è quello normalmente usato nelle stazioni di terra per il controllo dello spazio aereo; il secondo può essere utilizzato in direzioni prefissate per ottenere la quota dell'obiettivo; il terzo è usato per esempio nei radar di bordo. Questi ultimi possono essere utilizzati per l'individuazione di ostacoli fissi o mobili oppure per rilevazioni meteorologiche.

14.4 Tipi di radar

Il tipo di radar fin qui descritto va sotto il nome di *radar primario*; questo non dà nessuna informazione sul tipo di obiettivo illuminato, ed in particolar modo non distingue né identifica i velivoli. Un tipo di radar comunemente impiegato per questo scopo è il *radar secondario*: il velivolo obiettivo deve essere dotato di un *transponder*, cioè di un apparecchio che riceve il segnale radar e risponde con un segnale codificato contenente una identificazione del velivolo, ed eventualmente la sua quota grazie ad una capsula aneroide integrata nel transponder. La risposta può avvenire all'arrivo del segnale dal radar primario, ma generalmente si preferisce utilizzare un radar secondario con frequenze diverse ed impulsi di durata più lunghi in modo da poterli distinguere da quelli del radar primario. Il radar secondario è di grande utilità nel controllo del traffico aereo in cieli affollati o in prossimità di aeroporti importanti, poiché permette una continua monitorazione ed identificazione del traffico aereo.
Come accennato poco sopra, esiste a bordo il *radar meteorologico*, che si basa sul fatto che le gocce d'acqua presenti nell'atmosfera riflettono le onde radio. La riflessione più forte si otterrebbe per lunghezze d'onda paragonabili alle dimensioni delle gocce, ma questo tipo di radiofrequenza si degraderebbe molto rapidamente nell'atmosfera e non permetterebbe di indivi-

duare i nuclei dei temporali, che sono la principale insidia meteorologica. Si lavora quindi su frequenze tra i 5 e i 10 GHz.
Per la misura della quota di volo vengono spesso utilizzati i *radar altimetri*. Un radar con emissione verticale permette infatti una misura precisa della distanza dal suolo e addirittura può portare ad un atterraggio di tipo completamente strumentale. Infatti questi radar sono di solito progettati per quote inferiori ai 5000 ft. La portata limitata, associata al fatto che la superficie riflettente è vasta ed ortogonale al fascio, permette l'utilizzo di basse potenze, attorno al watt. Il fascio non è molto stretto, per fornire una lettura soddisfacente anche con elevati angoli di manovra.

14.5 Navigazione

Il termine *navigazione*, di origine marina, viene utilizzato anche in campo aeronautico per indicare le operazioni necessarie a conoscere la propria posizione e la rotta da seguire per giungere alla destinazione voluta.
La posizione sulla superficie terrestre è definita attraverso due coordinate, che possono essere coordinate assolute quali latitudine e longitudine o coordinate relative rispetto ad un punto noto.
Si possono distinguere due modi fondamentali di navigazione:

- *navigazione autonoma*;
- *navigazione radioassistita*.

Nel primo modo il velivolo possiede a bordo tutte le apparecchiature necessarie a stimare il punto, nel secondo il sistema di identificazione della posizione è basato su un certo numero di stazioni di terra o su satelliti, che trasmettono informazioni per via radio.
Entrambi i sistemi sono utilizzati sia in campo civile che militare; ovviamente per i velivoli militari è più importante poter essere autonomi, sia perché le stazioni di terra possono diventare non disponibili, sia perché l'emissione di segnali radio da parte del velivolo ne può rivelare la presenza.
Il traffico aereo moderno è talmente elevato da dover essere regolamentato e controllato; per questo motivo sono state definite le aerovie nelle quali i velivoli devono volare con determinate separazioni, in quota, in larghezza ed in distanza; per potersi mantenere correttamente nei limiti stabiliti è indispensabile avere apparecchiature in grado di fornire indicazioni sufficientemente accurate della posizione.

14.5.1 Radiogoniometri e ADF

L'impiego di antenne selettive alla direzione consente un rilievo della direzione di provenienza di emissione radio da parte di una stazione. E' così possibile costruire dei sistemi basati sull'impiego di radiofari con emissione uniforme in tutte le direzioni (NDB, Non Directional Beacons) ed avere a bordo un ricevitore associato a un'antenna direzionale, ossia in grado di individuare la direzione di provenienza del segnale. In sostanza questa antenna è costituita da un telaio di supporto chiuso che porta un avvolgimento della lunghezza necessaria; a seconda di come viene disposta entro al flusso elettromagnetico, sente un segnale forte o debole.

Il *radiogoniometro*, che in realtà non viene più usato in aeronautica, è costituito da una radio ricevente generalmente ad onde corte o medie (quindi di lungo raggio), un'antenna non direzionale ed una bussola con antenna direzionale. Il segnale radio trasmesso dal radiofaro contiene un segnale audio continuo ben udibile, che frequentemente viene interrotto per trasmettere, in morse, la sigla identificativa del radiofaro stesso. La radio viene sintonizzata su di esso grazie all'antenna non direzionale. Il radiogoniometro ha un utilizzo manuale: l'operatore dirige l'antenna direzionale di modo da ottenere il segnale audio minimo e a quel punto legge la direzione bussola.
L'ADF si basa sullo stesso principio, ossia viene utilizzata una coppia di antenne, una direzionale ed una non direzionale, ma il segnale contenuto nella trasmissione non viene udito da un operatore. Questo viene elaborato da un sistema di controllo che orienta l'antenna direzionale finché il segnale non è al minimo. A quel punto viene letta la direzione.
In entrambi i casi sono necessari almeno due radiofari per fare il punto. Altrimenti si utilizza un solo radiofaro se si deve fare rotta su di esso.
Sistemi di questo genere possono essere impiegati per navigazione con trasmittenti che abbiano portate di circa 150 miglia o per avvicinamento ad aeroporti con trasmittenti di portata inferiore.

14.5.2 VOR e DME

Il *VOR* (VHF Omni Range) è un sistema in grado di fornire l'angolo, rispetto al Nord, della retta congiungente la stazione di terra con il velivolo, la *radiale*. Il VOR identifica quindi il semipiano sul quale si trova il velivolo indipendentemente dalla sua quota, con la risoluzione di un grado.
Il principio di funzionamento del VOR è basato sull'emissione di due segnali; il primo è un impulso a frequenza costante e irraggiato in modo uniforme in tutte le direzioni (*segnale di riferimento*), il secondo è un segnale irraggiato su un fascio che ruota continuamente alla velocità costante di 1800 rpm, ovvero 30 Hz (*segnale variabile*).Tale trasmissione è ottenuta da un sistema non rotante, ovvero costituito da un gruppo di 4 antenne disposte a quadrato, più una centrale, polarizzate alternativamente di modo da emettere un segnale rotante oltre a quello omnidirezionale (fig. 14.6).

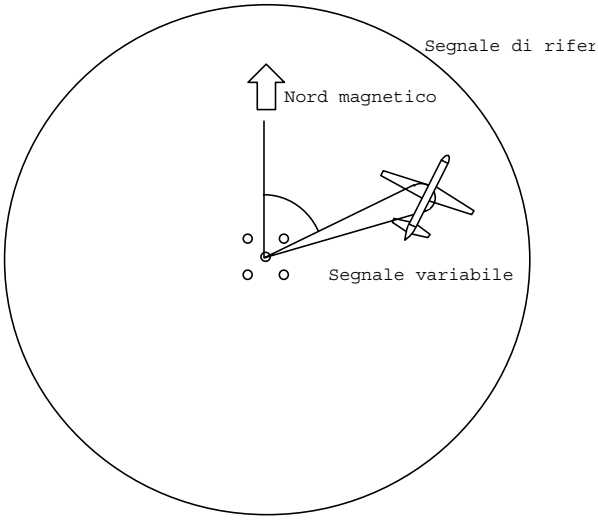


Fig. 14.6 - VOR

Il segnale di riferimento è emesso ogni volta che il segnale variabile passa per il nord magnetico; il primo ha fase costante tutt'intorno al radiofaro; il secondo ha uno sfasamento, rispetto al primo, variabile con l'orientamento; quindi un osservatore vede i due segnali con uno sfasamento che dipende dalla sua posizione angolare attorno alla stazione emittente.
Il segnale trasmesso ha una sua frequenza che viene modulata in ampiezza per quanto riguarda il segnale di riferimento omnidirezionale ed in frequenza per il direzionale.
L'onda trasmessa viene ricevuta da un'apparecchiatura di bordo in grado di riconoscere i due segnali, di calcolare lo sfasamento e quindi di fornire la radiale.
Essendo un sistema in VHF (tra i 108.00 e i 117.95 MHz), la portata d'esercizio varia tra le 40 e le 300 miglia, cioè è legata alla visibilità del velivolo da parte del sistema di trasmissione a terra, ovvero alla quota di volo.
Per calcolare il punto sono necessari almeno due VOR, di modo da poter fare una triangolazione. In genere però ad un VOR è associato un *DME* (Distance Measuring Equipment, banda UHF tra i 962 e i 1212 MHz) che permette di dare la distanza dal radiofaro stesso, rendendo inutile una triangolazione con un altro VOR. L'apparecchio DME di bordo invia un segnale che interroga la stazione a terra, chiamata *transponder*; il segnale è composto da una serie di impulsi generati con distanze di tempo casuali; il transponder risponde con un altro pacchetto di segnali nella stessa sequenza, di modo che esso venga riconosciuto dal ricevitore a bordo e distinto da quello inviato dal transponder ad altri velivoli che lo stanno interrogando; dal tempo totale trascorso è possibile risalire alla distanza tra velivolo e stazione.

14.5.3 TACAN

Il *TACAN* (Tactical Air Navigation, banda UHF tra i 962 e i 1213 MHz) è un apparato di radionavigazione in grado di fornire sia la radiale che la distanza dalla stazione trasmittente.
Il principio di funzionamento del TACAN è simile a quello del VOR/DME, nel senso che l'indicazione della radiale viene fornita dallo sfasamento fra in impulso di riferimento ed un segnale ruotante, anche se questo viene creato in modo differente e può contenere una codifica di informazioni.
La distanza dalla stazione viene fornita su interrogazione da parte del velivolo: questi invia un'interrogazione alla stazione di terra la quale reagisce inviando una risposta; la misura del ritardo fra interrogazione e risposta consentono la misura della distanza.
Per l'identificazione della risposta da parte dell'unica stazione che può essere interrogata da più velivoli occorre che ogni velivolo sia in grado di riconoscere la propria risposta.
La codifica completa inviata contiene informazioni utili per misurare con accuratezza la radiale e vi è spazio per la risposta contemporanea all'interrogazione di distanza da parte di 100 differenti velivoli.
Il sistema può essere usato anche solo in modo passivo, senza cioè trasmissione da parte del velivolo, ma in questo caso si ha solo l'indicazione di radiale.

14.5.4 Sistemi iperbolici

Sono sistemi con grado di copertura molto elevata, basati sull'impiego di coppie di stazioni trasmittenti sincronizzate. Misurando la differenza di tempo di ricezione fra impulsi inviati dalle due stazioni (o di fase fra segnali continui), si ha una differenza di distanza dalle due

stazioni che a loro volta sono distanziate di centinaia di chilometri; in questo modo si definiscono delle linee a pari differenza di distanza che sono quindi delle iperboli. Ogni coppia di stazione permette quindi di identificare la particolare iperbole sulla quale ci si trova e il rilevamento con più coppie di stazioni permette di determinare la posizione.
I radiofari della coppia sono definiti *master* e *slave*. In genere si utilizzano un master e due slave per formare le due coppie di stazioni necessarie a calcolare il punto.
I sistemi di questo tipo trasmettono a frequenze relativamente basse, come necessario per avere una portata alta (superiore a 1500 miglia). I sistemi più utilizzati sono il *Loran C*, l'*Omega* e il *Decca*.
Il Loran C (Long Range Aid to Navigation) è basato sull'invio di segnali ad impulsi, e quindi su una misura di differenza di tempo tra gli impulsi provenienti dalla stazione master e quelli provenienti dalla stazione slave. Tuttavia esso si basa sulla misura di una differenza di fase tra segnali continui per raffinare il punto. La frequenza di lavoro è attorno ai 100 kHz. Ad ogni master si possono associare 4 slave, ammesso che siano entro 1000 miglia di distanza dal master. Il master emette in tutte le direzioni un segnale ad impulsi che viene ricevuto da uno o più slave. Lo slave lascia passare un certo ritardo prima di trasmettere a sua volta un treno di impulsi. In questo modo il velivolo ha sicuramente già ricevuto il segnale dal master e quindi, successivamente, riceverà quello dallo slave.
La copertura è molto vasta nell'emisfero settentrionale ma la precisione varia a seconda della distanza dai radiofari: si parla comunque di 200 m come precisione massima, ossia una precisione minore del GPS descritto in seguito, che scende ad 1 miglio quando il velivolo è a 1000 miglia di distanza dalle stazioni.
L'Omega è basato sull'invio di segnali continui, e quindi su una misura di differenza di fase tra il segnale proveniente dalla stazione master e quello proveniente dalla stazione slave. Esso funziona a bassissima frequenza (10 - 14 kHz) e permette di avere radiofari distanti tra loro 5000 - 6000 miglia. In tal modo con 8 radiofari si è ottenuta la copertura globale. La precisione è tuttavia di alcune miglia, nettamente minore del GPS, nonostante anche l'Omega abbia copertura globale.
Il Decca infine è molto simile all'Omega: utilizza un sistema master-slave, lavora a bassissima frequenza e misura la differenza di fase tra i segnali master e slave. Diversamente dall'Omega, esso ha una copertura modesta poiché ha portata di 300 - 500 miglia e le catene Decca non sono molto diffuse sul pianeta; la precisione è un po' più alta, ma sempre attorno al miglio.

14.5.5 GPS e DGPS

Il sistema *GPS* (Global Positioning System) e, soprattutto, il *DGPS* (Differential GPS) sono attualmente i migliori sistemi di radiolocalizzazione, sia per precisione che per copertura. I sistemi iperbolici visti sopra, che hanno ormai diversi decenni di vita, sono tuttora in uso come riserva, ma è probabile la loro disattivazione nel primo decennio del 2000.
Il GPS, basato sull'impiego di satelliti artificiali, riesce a fornire, con precisione maggiore di quella di qualsiasi altro sistema attualmente in uso, la posizione nelle tre dimensioni (latitudine, longitudine e quota) la velocità e l'ora. Realizzato e controllato dal Ministero della Difesa degli Stati Uniti, esso vede ormai moltissime applicazioni civili.
L'apparato di bordo è un sistema passivo che riceve segnali inviati da una costellazione di satelliti artificiali e quindi con una tecnica analoga a quella impiegata nei sistemi convenzionali di calcolo della posizione in base alla posizione delle stelle fisse.

Il sistema è composto da tre componenti principali, definiti *segmento spaziale*, *segmento di controllo* e *segmento di impiego*.
Il segmento spaziale è composto da 24 satelliti, posti su 6 diverse orbite inclinate di 55° rispetto all'equatore ed equispaziate di 60° tra di loro, a circa 20000 km di quota, con un periodo di rivoluzione di 12 ore; in ogni orbita si trovano 4 satelliti spaziati di 90 gradi. Con tale disposizione in ogni punto della terra ed in qualsiasi istante sono visibili contemporaneamente tra i 5 e gli 8 satelliti.
Ognuno dei satelliti trasmette con continuità informazioni relative alla sua posizione, al tempo, alla identificazione del satellite stesso ed al suo stato di efficienza. La trasmissione, contenente informazioni in formato digitale, avviene su portanti a microonde di due diverse frequenze (1575.42 e 1227.60 MHz); entrambe sono relative al cosiddetto *codice P (Precise)*, mentre una sola di esse è relativa al *codice C/A (Coarse Acquisition)*; i due codici forniscono due diversi servizi: il codice P è legato al servizio *PPS* (Precise Positioning Service) che consente una precisione di misura molto più elevata di quella relativa al servizio *SPS* (Standard Positioning Service) legato al codice C/A; il primo è riservato ad impieghi militari o impieghi civili particolari autorizzati dal Governo americano (per esempio alcune applicazioni di geodesia), il secondo è disponibile per tutti gli impieghi e contiene un segnale intenzionalmente degradato che impedisce di ottenere un'elevata precisione: la precisione potenziale del servizio SPS è di 30 m in orizzontale, ma viene portata a 100 m dalla degradazione delle informazioni trasmesse, con una precisione verticale di 156 m. La precisione raggiunta dal PPS è di 22 m in orizzontale e 27.7 in verticale, costanti nel tempo (si consideri che una buona piattaforma inerziale può dare errori di 800 m dopo un'ora di navigazione). Il sistema è in grado di fornire anche valori di velocità con approssimazioni di 0.1 m/s, basandosi sia sulla derivata della posizione nel tempo che sull'effetto Doppler dei segnali ricevuti.
Il segmento di controllo è costituito da 5 stazioni in diversi punti del globo e da una stazione principale posta a Colorado Spring negli USA. Lo scopo di questo sottosistema è quello di verificare il perfetto funzionamento del segmento spaziale, ricalcolare in continuazione i dati relativi alle effemeridi dei satelliti e di conseguenza aggiornare il messaggio trasmesso. La stazione principale, oltre a coordinare l'attività dell'intero sistema, elabora i dati trasmessi dai satelliti e può correggerne la traiettoria.
Il segmento di impiego è costituito dagli utilizzatori; questi, essendo esclusivamente riceventi, possono essere in qualsiasi numero. I ricevitori possono essere suddivisi in funzione del numero di *canali*, ovvero di satelliti che possono ricevere contemporaneamente. Aumentando il numero di canali, diminuisce il tempo necessario a ricevere ed elaborare i dati inviati dai quattro satelliti indispensabili per eseguire la misura.
I sistemi ridondanti a 12 canali sono ormai diffusi anche per impieghi civili, in apparecchi di dimensioni, pesi e costi estremamente limitati.
Il principio di funzionamento del GPS è basato sulla misura, effettuata nella stazione ricevente, della distanza dai satelliti e dalla conoscenza della loro posizione.
Supponendo di conoscere la posizione dei satelliti (x_i, y_i, z_i) e la loro distanza (D_i) è possibile ricavare la posizione dalla soluzione sistema:

$$D_i = \sqrt{\left(x - x_i\right)^2 + (y - y_i)^2 + \left(z - z_i\right)^2} \qquad i = 1 \div 3,$$

che equivale a trovare l'intersezione tra 3 sfere (fig. 14.7). In effetti il risultato consiste di due punti generalmente distinti, ma di cui uno è in una posizione inverosimile e quindi viene automaticamente scartato.

Per ricavare la distanza dai satelliti, questi trasmettono un messaggio contenente il tempo di inizio trasmissione. Se la stazione ricevente ha un orologio identico, dalla velocità di propagazione delle onde elettromagnetiche è possibile ricavare la distanza. A questo fine tutti i satelliti e tutte le apparecchiature di terra generano un messaggio in codice identico nello stesso istante; dal confronto dei codici è possibile ricavare il tempo e quindi calcolare la distanza. Questa operazione è affetta da errori legati al sincronismo dell'orologio e all'ipotesi di costanza di velocità di propagazione.
Il sincronismo degli orologi dei satelliti è assicurato dalla loro grande precisione, essendo orologi atomici, e dal fatto che da terra possono essere corretti; negli apparecchi a terra non è possibile utilizzare orologi di precisione paragonabile e quindi, per quanto questi siano precisi, la misura del tempo sarà affetta da un certo errore.

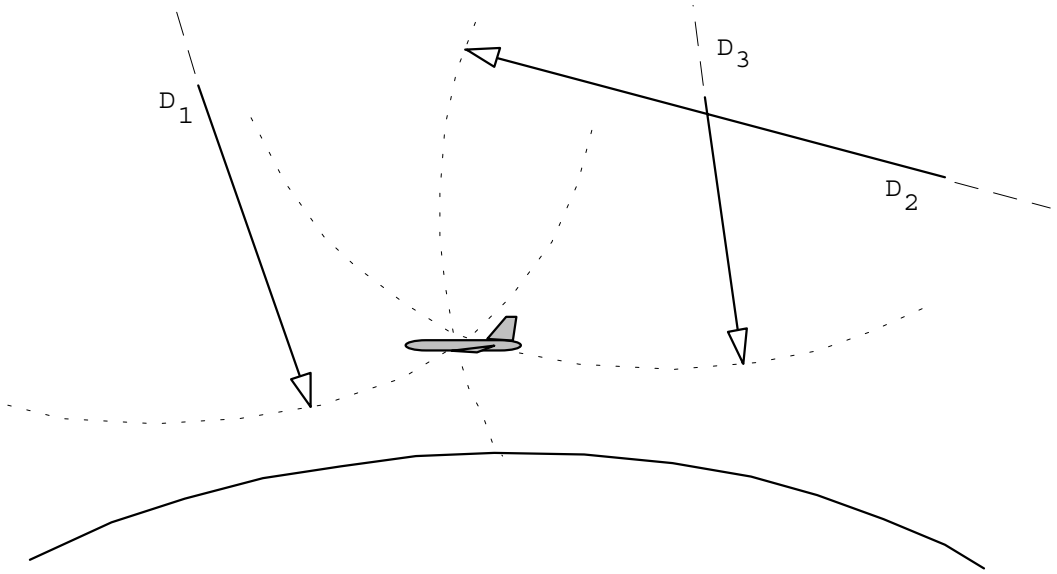


Fig. 14.7 - Posizionamento tramite GPS

La distanza dal satellite può allora essere calcolata con l'espressione:

$$D = c \cdot (\Delta t + \Delta t_{err})$$

dove Δt è quello misurato con l'orologio e Δt_{err} è l'errore di sincronismo; a questo punto, se anziché tre satelliti se ne ricevono quattro, è possibile aggiungere un'equazione e determinare anche l'errore di sincronismo.
Per quanto riguarda la distanza, altre cause di errore sono dovute al fatto che la velocità di propagazione è alterata dall'atmosfera e che la stessa può provocare degli effetti di rifrazione che portano ad una sovrastima della distanza; questi ultimi effetti sono comunque molto piccoli e portano ed errori dell'ordine dei metri.
La posizione del satellite al momento della trasmissione è ricavabile dal calcolatore della stazione ricevente utilizzando le effemeridi che vengono trasmesse dal satellite stesso; anche in questo calcolo per quanto le effemeridi siano precise può essere introdotto un piccolo errore.
Negli ultimi anni un sistema differenziale sta entrando in uso per ridurre l'errore del GPS, anche se si utilizza il codice SPS. Il sistema, definito *DGPS*, si basa, oltre che sulla costellazione di satelliti, su una stazione a terra, di coordinate note e dotata di ricevente GPS. Questa stazione è dunque in grado di calcolare l'errore di posizionamento legato al GPS. Si suppone che nel raggio di circa 200 km dalla stazione vengano visti gli stessi satelliti e quindi l'errore

commesso da un ricevitore GPS è lo stesso della stazione; se viene ricevuto anche questo dato, il calcolo della posizione si raffina a livelli superiori di quelli legati al codice PPS, portando l'errore di posizionamento tra 1 e 10 m. Alcuni Paesi, come l'Inghilterra ed alcune zone degli Stati Uniti, hanno già realizzato un copertura del territorio con stazioni GPS differenziali, che trasmettono continuamente l'errore locale.

14.5.6 ILS

Il sistema di guida all'atterraggio *ILS* (Instrument Landing System, parte in VHF e parte in UHF) è un sistema in grado di guidare il pilota nella fase di avvicinamento alla pista.
La stazione di terra emette dei segnali radio che individuano due piani separati, *glideslope* e *localiser*; il glideslope, trasmesso in UHF attorno ai 330 MHz, è un piano inclinato generalmente tra i 3 e i 6 gradi sull'orizzontale (dipende dalle condizioni geografiche attorno all'aeroporto), che interseca la pista a 2-300 m dal suo inizio; il localiser, trasmesso in VHF attorno ai 110 MHz, è un piano verticale coincidente con l'asse di simmetria della pista. L'intersezione di questi due piani costituisce un *sentiero di discesa* ideale per l'atterraggio, come mostrato in fig. 14.8.
Ognuno dei piani viene individuato grazie ad una coppia di segnali radio costituiti da una portante modulata con due diverse frequenze, una di 90Hz ed una di 150Hz, che le antenne irradiano secondo un angolo molto stretto attorno a sentiero di discesa. Nel glideslope la nota di frequenza 150Hz è più forte al di sotto del piano di discesa e quella di 90Hz al di sopra, mentre nel localizer la nota di frequenza 90Hz è più forte a sinistra del piano e quella di 150Hz a destra. L'apparecchiatura di bordo è in grado di distinguere l'intensità dei segnali a 90 e a 150Hz e quindi di fornire un'indicazione dello scostamento dal sentiero ideale di discesa.
L'indicatore è costituito da due lancette, una verticale ed una orizzontale che indicano lo scostamento misurato. E' lo stesso utilizzato per il VOR.

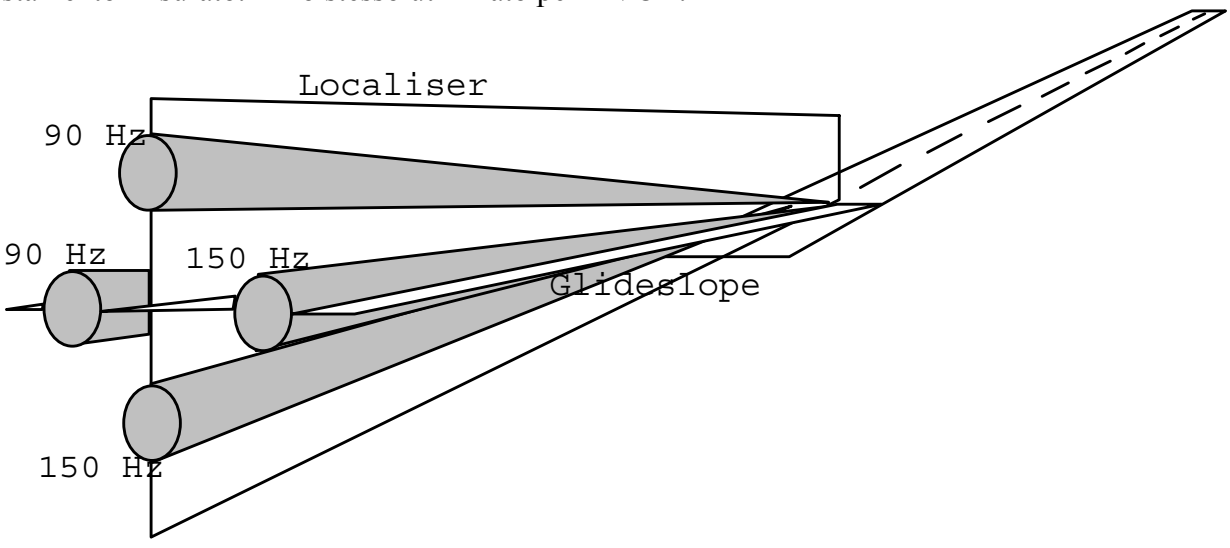


Fig. 14.8 - ILS, glideslope e localiser

Lungo il prolungamento dell'asse pista, ossia lungo il piano del localiser, si trovano 2 o 3 *marker beacons*, ovvero radiofari verticali in VHF a 75 MHz, che avvisano il pilota dello stato di avvicinamento. Il più lontano, detto *outer marker*, si trova tra le 3 e le 6 miglia dalla testata pista. Quando il velivolo passa sopra di esso, viene emesso un segnale acustico in cabina di

pilotaggio e si accende una spia blu. Il successivo radiofaro incontrato dal velivolo è il *middle marker*, in genere tra 0.5 e 0.8 miglia dalla testata pista, che attiva un altro segnale acustico ed una spia ambra. Infine l'*inner marker*, tra i 250 e i 1250 piedi dalla testata pista, attiva un ultimo segnale acustico ed una spia bianca.
I vari sistemi ILS installati hanno diversi gradi di accuratezza, indicati con delle *categorie* che si riferiscono all'altezza e visibilità minime operative:

- I: altezza 200 piedi, visibilità 800 m;
- II: altezza tra 100 e 200 piedi, visibilità tra 400 e 800 m;
- IIIa: altezza 0, visibilità 200 m;
- IIIb: altezza 0, visibilità 50 m;
- IIIc: altezza 0, visibilità 0.

Il sistema ha alcune limitazioni che consistono nella difficoltà di un corretto allineamento del fascio di antenna che risente della morfologia del terreno e di diversi disturbi; inoltre il fascio è molto stretto per cui può essere utilizzato solo per identificare il sentiero tracciato, ma diventa inutilizzabile per sentieri di discesa più ripidi o per avvicinamenti brevi o curvilinei.

14.5.7 MLS

Il sistema *MLS* (Microwave Landing System) supera gli inconvenienti dell'ILS, tant'è vero che probabilmente è destinato a sostituirlo. Il suo grande vantaggio è la possibilità data al velivolo di avvicinarsi alla pista con traiettorie differenti, condizioni specialmente sfruttate da elicotteri e velivoli militari. Inoltre fornisce un'indicazione di distanza precisa dal punto di atterraggio.

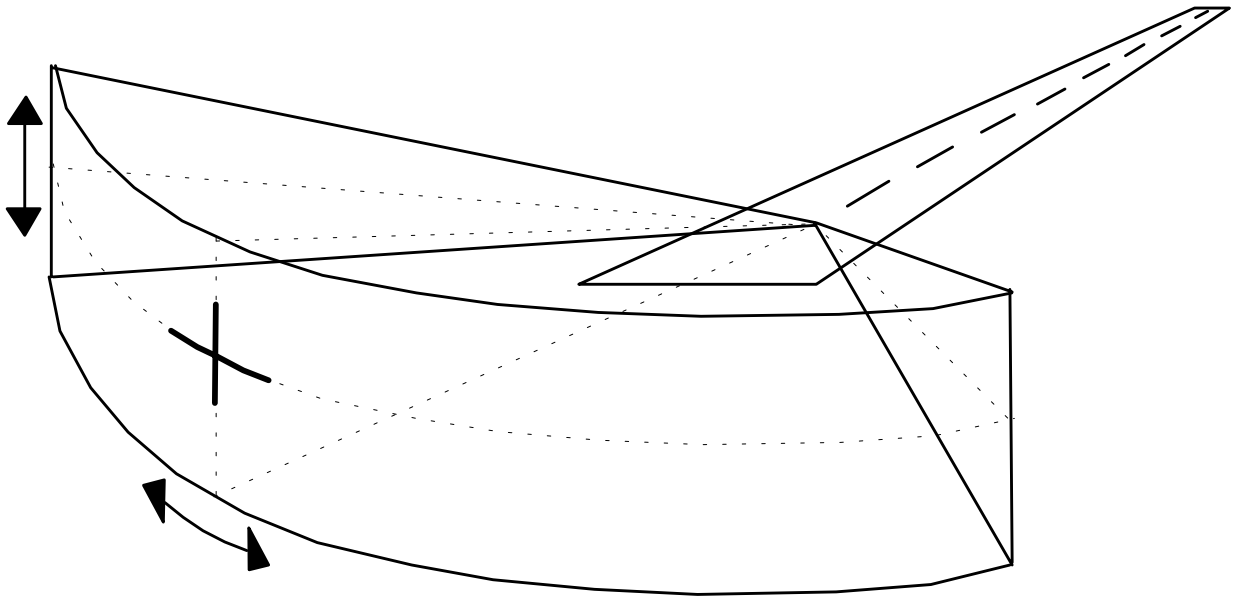


Fig. 14.9 - MLS

Il sistema è formato dall'insieme di tre sottosistemi: uno per la misura di azimut (AZ), uno per l'elevazione (EL) ed uno per la distanza (P-DME, Precision DME).
Il sottosistema azimutale fornisce informazioni analoghe a quelle dell'ILS, ma su un angolo di apertura di 124 gradi attorno all'asse della pista. Il sottosistema in elevazione copre un campo

di 30 gradi. Il sottosistema per la distanza ha una portata di 20 miglia. La precisione delle indicazioni di azimut e di elevazione sono dell'ordine di 0.015 gradi, per la distanza di 30 metri.
Il metodo utilizzato per definire le posizioni angolari, sia in azimut che elevazione, sono basate su una scansione in andata immediatamente seguita da una di ritorno, come mostrato in fig. 14.9; dalla misura del tempo fra il primo ed il secondo passaggio è immediato risalire alla misura dell'angolo.

14.5.8 Radioaltimetro

Il radioaltimetro fornisce l'altezza del velivolo dal suolo mediante una misura di differenza di fase; il principio di funzionamento è basato, come nel radar, nella riflessione delle onde radio, ma in questo caso la trasmissione anziché essere impulsiva è continua.
La trasmittente emette una portante di frequenza variabile fra due frequenze prefissate (ad es. fra 420 e 460 MHz), modulandola con un segnale a 120 Hz. Il ricevitore raccoglie, attraverso un'antenna diversa da quella trasmittente, sia i segnali trasmessi che quelli riflessi dal terreno; questi segnali, per il motivo appena visto, non saranno alla stessa frequenza: dal confronto è possibile risalire al tempo percorso dal segnale per andare e tornare al velivolo e quindi si può valutare la sua distanza dal terreno.
Il radioaltimetro può funzionare correttamente fino a quote dell'ordine di 4000ft e può avere diverse scale per aumentarne la sensibilità a bassa quota, dove la precisione è dell'ordine di 1 ft.

14.5.9 Navigazione Doppler

Il navigatore Doppler è un sistema autonomo, come le piattaforme inerziali, che ricava la posizione da una misura della velocità ottenuta mediante un radar Doppler.
Rispetto alla piattaforma inerziale si ha il vantaggio di una misura diretta della velocità, e quindi più precisa ed esente da accumulo di errori; non è richiesto un allineamento iniziale, ma d'altra parte il sistema sfrutta emissioni elettromagnetiche ed è quindi disturbabile.
Il principio di funzionamento è legato all'effetto Doppler, cioè ad un cambiamento della frequenza dovuto alla velocità relativa tra trasmettitore e ricevitore; la variazione di frequenza è proporzionale alla velocità relativa ed inversamente proporzionale alla lunghezza d'onda; conoscendo quindi la lunghezza d'onda (ossia la frequenza reale del segnale) e misurando lo spostamento in frequenza si può ricavare la velocità relativa.
Il radar Doppler emette verso terra 3 o 4 fasci molto stretti, sulla frequenza attorno ai 10000 MHz, inclinato di un angolo noto; il terreno presenta sempre delle irregolarità sufficienti a creare una riflessione del segnale verso la zona d'origine, e quindi si osserva un'eco del segnale emesso con uno spostamento in frequenza dovuto alla velocità del velivolo.
Per essere impiegato in un sistema di navigazione occorre conoscere l'orientamento dei fasci e quindi del velivolo: questo viene ottenuto dal sistema giroscopico, e sono necessari tre diversi radar Doppler per avere le tre componenti di velocità.
I problemi più grossi legati all'impiego di questo sistema sono legati alle variazioni di capacità di riflessione legate ai diversi tipi di terreno, al crescere dell'attenuazione del segnale con la quota, al disturbo arrecato dalle gocce d'acqua nell'aria ed al fatto che per particolari assetti del velivolo (angoli di rollio o beccheggio levato) il punto di intersezione del fascio col terre-

no può allontanarsi molto o non esistere. Inoltre il segnale radio emesso può essere rilevato da stazioni a terra, e questo costituisce un limite d'applicazione in campo militare.

14.5.10 Navigazione inerziale

La *navigazione inerziale* è una tecnica adatta a stimare velocità, posizione, assetto e rotta di un veicolo in movimento tramite l'integrazione di misure di accelerazioni. Essa è in grado di fornire informazioni di guida all'autopilota e ad altri sistemi di bordo.
Il sistema è in linea di principio indipendente da qualsiasi aiuto da terra ed autosufficiente, e quindi non è disturbabile in quanto non impiega nessun mezzo di trasmissione elettromagnetico. D'altra parte ha lo svantaggio di accumulare gli errori in funzione del tempo di volo.
Un *navigatore inerziale*, o *piattaforma inerziale*, deve essere dotato di accelerometri per la misura di accelerazioni lineari, di integratori e di un calcolatore che gestisca il sistema.
Per l'impiego della piattaforma è necessario stabilire le condizioni iniziali e quindi la posizione iniziale ed un allineamento iniziale molto accurato della direzione.
In una piattaforma convenzionale sono necessari 2 accelerometri, uno nella direzione nord-sud e l'altro nella direzione est-ovest. Essi quindi non possono essere montati solidali col velivolo, ma attraverso strutture cardaniche stabilizzate da giroscopi, che costantemente correggono l'orientamento orizzontale in base al flusso di campo magnetico terrestre e l'orientamento verticale in base all'accelerazione di gravità.
Attualmente la tecnologia è cambiata e la struttura è solidale col velivolo. Essa porta 3 giroscopi, che però sono ad 1 grado di libertà, ossia solo quello di spin; gli assi sono paralleli agli assi corpo del velivolo e, durante una rotazione attorno ad uno di essi, viene fornita indicazione della velocità angolare. Analogamente verranno utilizzati 3 accelerometri, sensibili lungo i 3 assi corpo del velivolo.
I segnali di questo tipo di piattaforma sono elaborati da un microprocessore che risolve le equazioni della cinematica nel sistema di riferimento terrestre, ossia calcolando le componenti di moto sul piano orizzontale e quello verticale locale, affinché i risultati possano essere utilizzati a bordo.

Bibliografia

S.E.T. Taylor, H.A.Parmar, R.Underdown, *Ground Studies for Pilots - Vol I - Radio Aids*, BSP Professional Books, 1988.
Autori vari, *Avionic Systems*, ed D.H.Middleton, Longman Scientific and Technical, 1989.