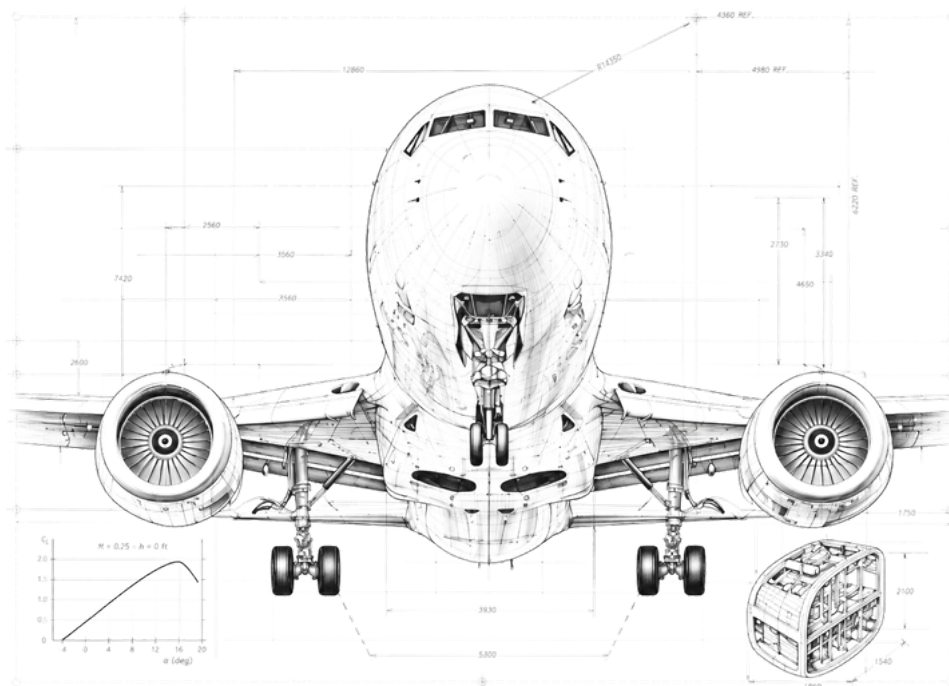


Gli impianti di bordo

Elettrico, oleodinamico, pneumatico, antighiaccio,
pressurizzazione e condizionamento, ossigeno,
combustibile, antincendio, carrello d'atterraggio

Prof. Ing. Biagio Raucci
struttura, costruzione, sistemi e impianti del mezzo
Costruzioni Aeronautiche



Questa monografia fa parte della serie di dispense autoconsistenti del corso di Costruzioni Aeronautiche ed è pensata come materiale completo per lo studio autonomo e la preparazione all'Esame di Stato. Percorre, uno per uno, tutti gli impianti di bordo — elettrico, oleodinamico, pneumatico, antighiaccio, pressurizzazione e condizionamento, ossigeno, combustibile, antincendio, carrello d'atterraggio — con l'obiettivo, per ciascuno, di far capire non solo come è fatto ma soprattutto perché è fatto così.

La trattazione alterna la teoria a numerosi esercizi svolti passo passo, calati nel contesto operativo: tutti i valori numerici sono stati verificati con calcolo indipendente e le scelte di arrotondamento commerciale sono discusse nel testo. Ogni sezione si apre con un riquadro di orientamento e si chiude con un raccordo verso gli altri argomenti del corso, così che gli impianti non appaiano come capitoli isolati ma come le tessere di un unico progetto.

Indice

1	Il quadro d'insieme	1
1.1	Che cos'è un impianto di bordo	1
1.2	I criteri di progetto: peso, sicurezza, ridondanza	2
1.3	La mappa della monografia	2
2	L'impianto elettrico	4
2.1	Richiami mirati di elettrotecnica	4
2.2	Le esigenze: quali utenze, quale energia	5
2.3	Il tipo di alimentazione	5
2.4	La scelta del tipo di impianto	6
2.5	La generazione dell'energia	7
2.5.1	Impianto primario in continua: la dinamo	8
2.5.2	Impianto primario in alternata: l'alternatore	9
2.5.3	Frequenza costante: CSD e IDG	10
2.5.4	Potenza apparente e fattore di potenza	11
2.6	La distribuzione dell'energia	11
2.6.1	I cablaggi	12
2.7	Gli organi di protezione e manovra	12
2.8	Gli schemi d'impianto: dal monomotore al quadrimotore	13
2.8.1	Il piccolo monomotore (primaria in continua)	13
2.8.2	Il quadrimotore da trasporto (primaria in alternata)	14
2.9	I motori elettrici	15
2.10	Gli accumulatori	15
3	Trasmettere potenza con i fluidi	18
3.1	Un impianto per trasferire energia	18
3.2	Trasferire energia meccanica	19
3.3	Richiami di meccanica dei fluidi	20
3.3.1	Le proprietà dei fluidi	20
3.3.2	Il principio di Pascal e il torchio idraulico	21
3.3.3	La continuità: portata e velocità	22
3.3.4	L'energia: da Bernoulli alle perdite di carico	22
3.4	Il martinetto	24
3.5	Perché a bordo si sceglie l'oleodinamica	25
3.5.1	Perché non l'aria: la pressione di esercizio	25
3.5.2	Perché non comprimere di più l'aria: sicurezza e comprimibilità	25
3.5.3	Perché tante pompe piccole: le perdite di carico	26
3.6	Il fluido di lavoro: dall'acqua allo Skydrol	27

4	L'impianto oleodinamico	29
4.1	Pregi e difetti dell'impianto oleodinamico	29
4.2	Architettura dell'impianto di bordo	30
4.2.1	Circuiti indipendenti e ridondanza	30
4.2.2	La filosofia della pressione costante	31
4.2.3	La scelta della pressione di alimentazione	31
4.3	Le pompe idrauliche	32
4.3.1	La pompa a pistoni assiali	33
4.3.2	Le altre pompe volumetriche	36
4.4	Gli organi di regolazione	37
4.4.1	Regolazione tramite valvola	37
4.4.2	Regolazione tramite retroazione sulla pompa	37
4.5	Le valvole	39
4.5.1	Valvola distributrice di comando	39
4.5.2	Valvola di non ritorno	40
4.5.3	Valvola di sicurezza	40
4.5.4	Valvola di sequenza	41
4.5.5	Valvola riduttrice di pressione	41
4.5.6	Valvola a spola (o a navetta)	41
4.5.7	Valvola di esclusione	42
4.6	Le servovalvole	42
4.7	Attuatori: martinetti e motori idraulici	43
4.7.1	I martinetti	43
4.7.2	I motori idraulici	44
4.8	Gli accumulatori	44
4.8.1	I tre tipi di accumulatore	45
4.8.2	La legge dell'accumulatore a gas	46
4.8.3	Il dimensionamento	46
4.9	I serbatoi	47
4.10	I filtri	49
4.11	Guarnizioni e tubazioni	49
4.11.1	Le guarnizioni	49
4.11.2	Le tubazioni	50
5	L'impianto pneumatico	52
5.1	Le utenze: a che cosa serve l'aria compressa	52
5.2	La generazione	53
5.2.1	Lo spillamento (bleed air)	53
5.2.2	L'APU e le sorgenti di terra	54
5.3	La regolazione	55
5.3.1	Circuiti separati e alimentazione incrociata	55
5.3.2	Le valvole di protezione	55
5.4	Gli attuatori pneumatici	56
5.4.1	Perché gli attuatori lineari sono scomparsi	56
5.4.2	Le turbinette	57
6	L'impianto antighiaccio	60
6.1	Il meccanismo di formazione del ghiaccio	60
6.1.1	Il caso semplice: il ghiaccio brinoso	60
6.1.2	Le gocce: droplets e rain drops	60
6.1.3	Il cuore del problema: le gocce sopraffuse	61

6.1.4	I tipi di ghiaccio	61
6.1.5	Dove si forma: i punti di ristagno	61
6.2	Un metodo di calcolo	61
6.2.1	I parametri adimensionali	62
6.2.2	La massa di ghiaccio catturata	63
6.2.3	Le due condizioni di dimensionamento	64
6.3	Gli effetti della formazione di ghiaccio	65
6.3.1	Sull'ala: lo stallo che non si annuncia	65
6.3.2	Sugli altri organi	66
6.4	Prevenire la formazione: i sistemi <i>anti-icing</i>	66
6.4.1	Il sistema aerotermico (pneumatico)	66
6.4.2	Il riscaldamento elettrico	68
6.4.3	Il metodo chimico	68
6.5	Eliminare il ghiaccio: i sistemi <i>de-icing</i>	69
6.5.1	Il sistema meccanico a guaine	69
6.5.2	Il sistema elettrico ciclico	70
6.6	La mappa: quale sistema, dove	71
7	Pressurizzazione e condizionamento	73
7.1	Le condizioni di benessere	73
7.1.1	La pressione: fisiologia della respirazione	73
7.1.2	Le quote cabina e i gradienti ammessi	74
7.1.3	Temperatura, umidità, ricambio	74
7.2	La pressurizzazione	74
7.2.1	Il principio	74
7.2.2	Lo schema dell'impianto	75
7.2.3	Le protezioni e l'avaria	76
7.2.4	Il valore standard di Δp	76
7.2.5	Il diagramma di pressurizzazione	77
7.2.6	La missione tipica	79
7.3	Il condizionamento	80
7.3.1	Il bilancio termico dell'abitacolo	80
7.3.2	Il ciclo operativo, in sintesi	81
7.4	Il ciclo Joule inverso	82
7.5	Il ciclo bootstrap	84
7.5.1	La deumidificazione	85
7.5.2	La miscelazione finale	86
7.6	Il ciclo a vapore	86
7.7	La distribuzione dell'aria	87
7.7.1	Il problema della disuniformità	88
7.7.2	Il riuso dell'aria di cabina	89
8	L'impianto ossigeno	90
8.1	La seconda via: arricchire d'ossigeno	90
8.1.1	Primo ostacolo: gli incendi	91
8.1.2	Secondo ostacolo: il limite dei 33 000 ft	91
8.2	L'ossigeno di emergenza sui velivoli civili	93
8.3	L'impianto ossigeno sui velivoli militari	94
8.4	Le forme dell'ossigeno a bordo	95
8.4.1	I sistemi di separazione dall'aria (OBOGS)	95
8.4.2	I generatori chimici di ossigeno	95

8.5	Quadro riassuntivo	96
9	L'impianto combustibile	98
9.1	Scopo e componenti	98
9.2	I combustibili aeronautici	98
9.3	La collocazione dei serbatoi	100
9.3.1	L'ala	100
9.3.2	La fusoliera	101
9.3.3	I trasferimenti	102
9.4	I tipi di serbatoio	102
9.5	Il rifornimento e lo scarico rapido	103
9.5.1	Lo scarico rapido	103
9.6	L'architettura interna dei serbatoi	104
9.7	La misura della quantità	105
9.7.1	Tre problemi, tre soluzioni	106
9.8	La rete di distribuzione	107
9.8.1	Dal caso più semplice al plurimotore	107
9.8.2	L'alimentazione incrociata	107
9.8.3	Perché servono le pompe	108
9.9	Il calcolo dell'impianto	108
9.9.1	Il diagramma di funzionamento della pompa	109
10	Sicurezza e impianto antincendio	112
10.1	Sicurezza attiva e sicurezza passiva	112
10.2	I sistemi di allarme	113
10.2.1	L'evoluzione	113
10.2.2	Il codice dei colori e la procedura di tacitazione	113
10.3	Gli incendi durante il volo	114
10.3.1	I rilevatori	114
10.3.2	La logica a due sensori	115
10.3.3	Le zone sorvegliate	116
10.4	Gli agenti estinguenti	117
10.4.1	Gli idrocarburi alogenati	118
10.4.2	I gas freddi inerti	118
10.4.3	Gli schiumogeni	119
10.5	Gli incendi conseguenti all'atterraggio di emergenza	120
10.5.1	Il <i>crash switch</i>	120
10.5.2	L'acqua nebulizzata	120
10.6	L'inibizione dell'esplosione dei serbatoi	121
11	Il carrello d'atterraggio	123
11.1	I compiti del carrello	123
11.2	Le configurazioni	124
11.2.1	Il numero di ruote	124
11.2.2	Il numero di gambe: perché tre	124
11.2.3	Ruotino anteriore o posteriore?	125
11.2.4	La posizione dei punti di appoggio	126
11.3	Retrazione ed estrazione	126
11.3.1	Il cinematismo	126
11.3.2	L'attuazione e le sicurezze	127
11.4	L'ammortizzatore	128

11.4.1	La legge di reazione	128
11.4.2	Il rendimento dell'ammortizzatore	130
11.4.3	Il dimensionamento: corsa e carico massimo	131
11.5	I freni	133
11.5.1	Il freno a dischi multipli	133
11.5.2	Il dimensionamento meccanico	134
11.5.3	Il dimensionamento termico	135
11.6	I sistemi anti-bloccaggio	136
11.7	I pneumatici	137
11.7.1	I coefficienti d'attrito	138
11.7.2	La forza di deriva	138
11.8	Le ruote	139
12	Gli strumenti di bordo	140
12.1	La cabina di pilotaggio	140
12.2	La bussola magnetica	141
12.2.1	Com'è fatta, e perché non basta	141
12.3	Le prese di pressione: da dove arrivano i dati	143
12.3.1	La presa statica: fragile	143
12.3.2	Il tubo di Pitot: robusto	143
12.4	Gli strumenti a capsula	144
12.4.1	L'altimetro	145
12.4.2	QNE, QNH, QFE: tre modi di dire "quota"	146
12.4.3	Il variometro	147
12.4.4	L'anemometro	148
12.4.5	IAS, CAS, EAS, TAS: quattro velocità, un solo aeroplano	149
12.4.6	Il machmetro	151
12.5	Gli strumenti giroscopici	151
12.5.1	Che cos'è un giroscopio	151
12.5.2	Prima proprietà: la rigidità	152
12.5.3	Seconda proprietà: la precessione	152
12.5.4	L'orizzonte artificiale	153
12.5.5	Il virosbandometro	155
12.5.6	Il girodirezionale e la girobussola	156
12.5.7	Che fine hanno fatto i giroscopi meccanici	157
A	Formulario e tabelle	159
A.1	Formulario essenziale	159
A.2	Tabella ISA	160
A.3	Esercizi proposti	160

Capitolo 1

Il quadro d'insieme

◉ Perché studiamo gli impianti

Fin qui, nel nostro corso, abbiamo guardato all'aeroplano soprattutto come a una *struttura*: longheroni, centine, ordinate, correnti, rivestimenti che raccolgono i carichi e li portano a terra (o meglio, li tengono in aria). Ma un aeroplano moderno è anche una macchina straordinariamente ricca di *sistemi*: deve generare e distribuire energia elettrica, muovere superfici e carrelli con forze di centinaia di kilonewton, mantenere vivi e a proprio agio i passeggeri a quote dove l'aria non basterebbe nemmeno per respirare, difendersi dal ghiaccio e dal fuoco, portare a bordo decine di tonnellate di combustibile e dosarlo ai motori con precisione. Questa monografia percorre, uno per uno, tutti gli impianti di bordo: capiremo *a cosa serve* ciascun impianto, *come è fatto* e *perché è fatto proprio così* — perché in aeronautica nessuna scelta è casuale: dietro ogni valvola c'è un ragionamento su peso, sicurezza e affidabilità.

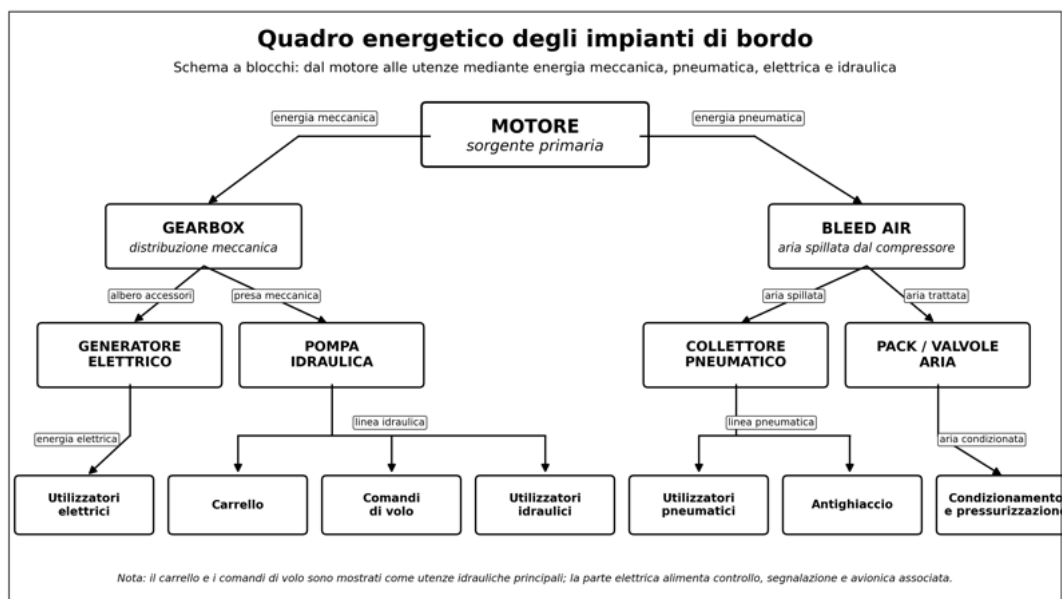
1.1 Che cos'è un impianto di bordo

Chiamiamo **impianto di bordo** (in inglese *aircraft system*) l'insieme dei componenti — generatori, condotti o cavi, organi di regolazione, utilizzatori — che svolgono a bordo una funzione diversa dal sostentamento e dalla propulsione. La struttura tiene insieme l'aeroplano, il motore lo spinge; tutto il resto è compito degli impianti.

Il filo conduttore che unisce quasi tutti gli impianti è il **trasferimento di energia**. Il motore, oltre alla spinta, è la sorgente primaria di ogni forma di energia a bordo:

- energia **meccanica**, prelevata dall'albero tramite la scatola accessori (*gearbox*), che aziona generatori elettrici e pompe;
- energia **pneumatica**, prelevata come aria compressa e calda spillata dal compressore (*bleed air*);
- energia **elettrica**, prodotta dai generatori;
- energia **idraulica** (più precisamente *oleodinamica*), prodotta dalle pompe.

Ogni impianto, dunque, è una *catena*: una sezione di **generazione** trasforma energia meccanica del motore in un'altra forma; una rete di **distribuzione** (cavi, tubazioni, condotti) la trasporta dove serve; gli **utilizzatori** (attuatori, motori elettrici, scambiatori) la ritrasformano in lavoro utile; una serie di organi di **regolazione e protezione** governa il tutto e interviene in caso di guasto.



1.2 I criteri di progetto: peso, sicurezza, ridondanza

Tre idee guida ritorneranno in ogni capitolo, e conviene fissarle subito.

Il peso. Ogni chilogrammo di impianto è un chilogrammo in meno di carico pagante, per tutta la vita operativa del velivolo. Per questo vedremo scelte apparentemente strane — tensioni elettriche elevate, frequenze di rete di 400 Hz, pressioni idrauliche di 210 atm — che si spiegano tutte con la stessa logica: *a parità di potenza trasmessa, alzare la “tensione” del vettore energetico (volt, o pascal) riduce la “corrente” (ampere, o portata) e quindi la sezione, e quindi il peso.*

La sicurezza. Un impianto di bordo non può semplicemente “funzionare bene”: deve anche *guastarsi bene*. Le normative (FAR/CS) impongono che nessun singolo guasto possa compromettere la sicurezza del volo. Da qui la seconda idea guida.

La ridondanza. Le funzioni essenziali sono sempre assicurate da più sorgenti indipendenti: due o più circuiti oleodinamici che alimentano la stessa utenza, generatori elettrici che possono farsi carico delle utenze di un generatore in avaria, batterie di emergenza, valvole di intercomunicazione (*crossfeed*) fra serbatoi. Quando in un capitolo troveremo un componente “apparentemente inutile” in condizioni normali, quasi sempre la sua ragione d’essere è l’emergenza.

Una gerarchia da tenere a mente

Per orientarci useremo sempre la stessa domanda in tre passi: (1) *quale funzione svolge l'impianto?* (2) *quale forma di energia usa e da dove la prende?* (3) *che cosa succede se si guasta, e chi lo sostituisce?* Se sapete rispondere a queste tre domande per ciascun impianto, avete capito il capitolo.

1.3 La mappa della monografia

Il percorso che seguiremo è questo:

1. **impianto elettrico** (cap. 2): dopo un ripasso mirato di elettrotecnica, vedremo come è fatta la rete elettrica di un piccolo monomotore e quella di un grande quadrimotore da trasporto;
2. **trasmissione di potenza mediante fluidi** (cap. 3): il martinetto, e il confronto fra pneumatica, idraulica e oleodinamica — perché a bordo la movimentazione “pesante” è sempre oleodinamica;
3. **impianto oleodinamico** (cap. 4) e **impianto pneumatico** (cap. 5): i componenti, gli schemi, le peculiarità aeronautiche;
4. **impianto antighiaccio** (cap. 6) e **impianto di pressurizzazione e condizionamento** (cap. 7): i due grandi utilizzatori dell'aria spillata dai compressori;
5. **impianto ossigeno** (cap. 8), **impianto combustibile** (cap. 9), **impianto antincendio** (cap. 10);
6. **carrello d'atterraggio** (cap. 11), che chiude il percorso riportandoci alla meccanica e alle strutture: ammortizzatori, pneumatici, freni.

Molti concetti di questa monografia dialogano con il resto del corso: la pressurizzazione carica la fusoliera e ci riporterà al semiguscio e alla fatica; il carrello introduce carichi concentrati che abbiamo già incontrato parlando di ordinate di forza; l'energia dell'atterraggio si calcola con la meccanica del volo. Segneremo ogni volta questi ponti con un riquadro come questo.

Capitolo 2

L'impianto elettrico

◉ Dove stiamo andando

L'impianto elettrico distribuisce energia alle utenze di bordo, ed è presente in ogni velivolo in forma più o meno sviluppata. Lo studieremo come un vero *impianto di trasformazione e distribuzione di energia*, seguendo il filo logico del progettista: prima ci chiediamo *quali utenze* ci sono a bordo e di che tipo di energia hanno bisogno; da lì scegliamo il *tipo di alimentazione* (continua o alternata, e con quali tensioni e frequenze, e soprattutto *perché* proprio quei valori); poi vediamo come si *genera* l'energia (dinamo, alternatori, e i dispositivi che tengono costante la frequenza), come la si *distribuisce* (barre e cablaggi), come la si *protegge* (fusibili e breaker); infine i due utilizzatori trasversali — i *motori elettrici* e gli *accumulatori*. Un breve richiamo di elettrotecnica ci fornisce prima gli attrezzi.

2.1 Richiami mirati di elettrotecnica

Bastano poche relazioni per tutto il capitolo. La corrente elettrica I (in A) è il moto ordinato degli elettroni di conduzione di un conduttore, messo in moto da una **differenza di potenziale** V (in V, detta anche forza elettromotrice) mantenuta da un generatore. Le leggi che useremo:

Le relazioni fondamentali

$$V = R I \quad \text{prima legge di \textbf{Ohm}} \quad (2.1)$$

$$R = \rho \frac{L}{S} \quad \text{seconda legge (\textbf{resistività})} \quad (2.2)$$

$$P = V I \quad \text{potenza elettrica} \quad (2.3)$$

$$P = R I^2 \quad \text{potenza dissipata (\textbf{effetto Joule})} \quad (2.4)$$

dove ρ è la resistività del materiale, L la lunghezza e S la sezione del conduttore.

Combinando la (2.3) con la (2.1) e la (2.2) si ottiene la relazione più importante del capitolo:

$$P = V I = \frac{V^2}{R} = \frac{V^2 S}{\rho L} \quad \implies \quad S = \frac{\rho L}{V^2} P. \quad (2.5)$$

La leggeremo fra un istante con occhi da progettista: *a parità di potenza da trasmettere, la sezione dei conduttori — e quindi il loro peso — scala come $1/V^2$* . La potenza dissipata in calore ((2.4))

è invece il nemico da tenere sotto controllo nei cavi (§2.7) e, all'occorrenza, l'alleato che scalda sonde e parabrezza nell'antighiaccio (cap. 6).

2.2 Le esigenze: quali utenze, quale energia

Un impianto si progetta partendo da ciò che deve alimentare. A bordo l'energia si presenta in quattro forme — elettrica, pneumatica, oleodinamica, meccanica — e per ciascuna categoria di utenze non tutte sono adatte:

Utenza	Elettrica	Pneumatica	Oleodinamica	Meccanica
Attuatori	✓	✓	✓	✓
Illuminazione	✓			
Riscaldamento	✓	✓		
Avionica	✓			

Per alcune utenze — illuminazione, avionica — **non esiste alternativa** all'energia elettrica; per altre c'è possibilità di scelta. Anche dove un'alternativa esiste, spesso l'elettrico vince per motivi di *ingombro*: l'antighiaccio dei bordi d'attacco alari può usare aria calda spillata dal motore, ma per le prese degli strumenti anemometrici e i bordi d'attacco delle pale d'elica — piccoli e distribuiti — conviene decisamente la resistenza elettrica (cap. 6). Concludiamo che l'energia elettrica è sempre necessaria: la vera domanda è *come* produrla e distribuirla.

2.3 Il tipo di alimentazione

Ottenere energia elettrica impone alcune scelte preliminari: continua o alternata? A quale tensione? A quale frequenza? In teoria si potrebbe ottimizzare tensione e frequenza per ogni impianto; in pratica ciò obbligherebbe a riprogettare e ricertificare tutti i componenti, e non converrebbe. Si è quindi arrivati a una **standardizzazione** che lascia scegliere fra pochi valori tipici:

Tipo di corrente	Tensione [V]	Frequenza [Hz]
Continua	28	—
Alternata monofase	115	variabile oppure 400
Alternata trifase	115 o 200	variabile oppure 400

Questi valori sono il compromesso di più esigenze contrastanti.

Perché tensioni “alte”. È la lettura della (2.5): a pari potenza, alzare la tensione riduce fortemente la sezione dei conduttori e quindi il peso del cablaggio. Spinge tutto verso l'alto... ma non all'infinito.

Perché non oltre, in continua. Sulla tensione della continua pesano due controindicazioni: il *peso degli accumulatori* (che devono avere quella tensione nominale) e l'*intensità di corrente di cortocircuito*, tanto più violenta quanto più alta è la tensione. Il compromesso è 28 V (batteria 24 V).

Perché non oltre, in alternata. Qui il limite è l'*isolamento*: scendendo troppo di sezione (grazie all'alta tensione) diventerebbe preponderante il peso della guaina isolante, che con la tensione deve crescere. Il compromesso è 115 V fase-massa, 200 V fase-fase¹.

¹ $115 \times \sqrt{3} \simeq 199$ V: è il legame fra tensione di fase e concatenata nel trifase.

Perché 400 Hz. La frequenza di 400 Hz — otto volte quella domestica — nasce dal compromesso fra *leggerezza dei generatori* (a pari potenza è più leggero un generatore più veloce, e la frequenza cresce con la velocità) e *limiti meccanici* (non si può far girare una macchina troppo in fretta). Le tecnologie odierne potrebbero spostare l'ottimo, ma lo standard non è ancora cambiato.

Esercizio svolto 2.1 – Il peso del cablaggio: perché la tensione alta paga

Un'utenza di potenza $P = 5,0 \text{ kW}$ è collegata al generatore con un cavo di rame lungo 15 m (quindi $L = 30 \text{ m}$ fra andata e ritorno). Confrontiamo sezione e massa del cavo a $V = 28 \text{ V}$ e $V = 115 \text{ V}$, ammettendo in entrambi i casi una caduta di tensione sul cavo pari al 2% della tensione nominale.

Dati

$P = 5,0 \text{ kW}$; $L = 30 \text{ m}$; caduta ammessa $V_{\text{cavo}} = 2\% V$; $\rho_{\text{Cu}} = 0,0175 \Omega \text{ mm}^2/\text{m}$; densità del rame 8960 kg/m^3 .

Fase 1 – La corrente

Dalla (2.3), $I = P/V$:

$$I_{28} = \frac{5000}{28} \simeq 178,6 \text{ A}, \quad I_{115} = \frac{5000}{115} \simeq 43,5 \text{ A}.$$

Fase 2 – Resistenza ammissibile e sezione

La caduta ammessa è $V_{\text{cavo}} = 0,02 V$ (0,56 V e 2,30 V); da $R_{\text{max}} = V_{\text{cavo}}/I$ e $S = \rho L/R_{\text{max}}$ (inversa della (2.2)):

$$S_{28} \simeq 167 \text{ mm}^2, \quad S_{115} \simeq 9,9 \text{ mm}^2.$$

Adottiamo le sezioni commerciali immediatamente superiori (*prima* si arrotonda, *poi* si verifica): 185 mm^2 e 10 mm^2 , entrambe con caduta $\leq 2\%$.

Fase 3 – La massa

$m = S L \rho_{\text{Cu}}$:

$$m_{28} \simeq 49,7 \text{ kg}, \quad m_{115} \simeq 2,7 \text{ kg}.$$

Risultato

Il cavo a 115 V pesa *circa 18 volte meno*: il rapporto teorico è $(115/28)^2 \simeq 17$, in perfetto accordo con la (2.5). Si noti che la potenza dissipata per effetto Joule sul cavo è la stessa nei due casi (100 W, il 2% di 5 kW): non cambia il rendimento, cambia il *peso*. Passando addirittura ai 200 V concatenati il cavo sarebbe $(200/28)^2 \simeq 51$ volte più leggero: ecco perché i grandi velivoli generano in alternata ad alta tensione.

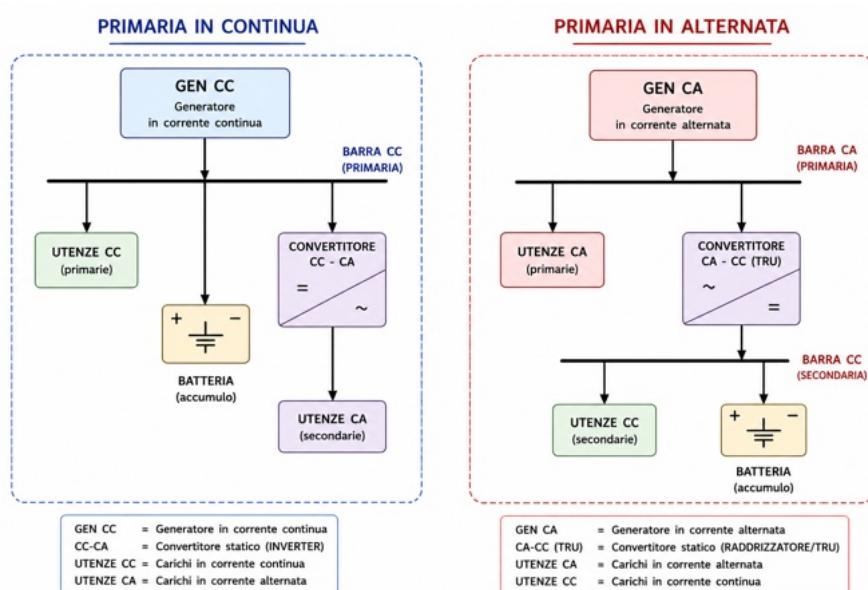
2.4 La scelta del tipo di impianto

Poiché lo standard prevede più tipi di corrente (continua, alternata a frequenza variabile, alternata a frequenza costante), bisogna scegliere. La scelta discende dalle necessità delle utenze, che variano da velivolo a velivolo ma, in prima approssimazione, si possono ripartire così:

Utenza	% carico	c.c.	c.a. freq. var.	c.a. 400 Hz
Illuminazione e riscaldamento	da 50 a 70	✓	✓	✓
Motori	da 10 a 40	✓	✓	✓
Comandi e controlli	da 5 a 10	✓		
Avionica	da 5 a 20			✓
Batteria	—	✓		

La lettura è istruttiva: per la parte più consistente del carico (illuminazione, riscaldamento, motori) l'uso di continua o alternata è *indifferente*; ma per gli organi essenziali di comando e controllo (relè, spie, indicatori) si preferisce la **continua**; per gli accumulatori la continua è **indispensabile**; per l'**avionica** serve alternata a *frequenza costante* (400 Hz).

Nella maggioranza dei velivoli, dunque, servono *entrambe* le correnti. Non si generano però entrambe: si sceglie una **generazione primaria** (continua oppure alternata) e si ricava l'altra forma con opportuni convertitori. Le due architetture possibili:



I convertitori sono circuiti elettronici: il **raddrizzatore** (con stabilizzatore) ottiene continua da alternata; l'**inverter** ottiene alternata a frequenza e tensione costanti da continua.

Notate lo schema mentale: si individua l'utenza *più esigente* (qui l'avionica, che pretende 400 Hz esatti) e la si usa come vincolo dimensionante, poi si serve tutto il resto per derivazione. È lo stesso modo di ragionare che ritroveremo nel dimensionamento della pressurizzazione e nella scelta dei sistemi antighiaccio.

2.5 La generazione dell'energia

L'energia elettrica si produce con **generatori** — dinamo (continua) o alternatori (alternata) — azionati meccanicamente da:

- i **riduttori dei propulsori** (il caso di gran lunga più frequente): tipicamente un generatore per motore sui plurimotori, anche due sull'unico motore dei monomotori;
- **motori idraulici o pneumatici**;

- l'**APU** (*Auxiliary Power Unit*), quando il velivolo è fermo a terra o in emergenza;
- la **RAT** (*Ram Air Turbine*), un'elichetta esposta al vento relativo, estratta nelle emergenze con perdita totale di generazione.

A terra, in alternativa, il velivolo si collega a una sorgente esterna (*ground power*).

Esercizio svolto 2.2 – Come sono fatti gli impianti reali

Qualche architettura, per fissare le idee:

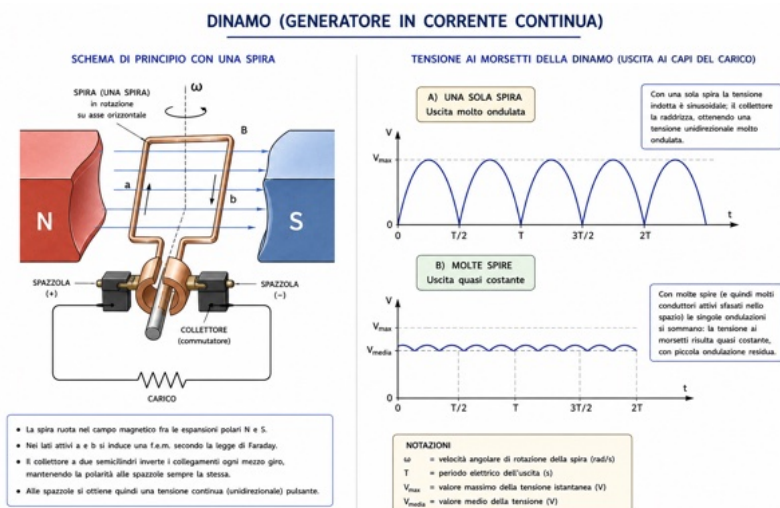
- **Boeing 747**: primaria in alternata, quattro alternatori da 60 kVA sui propulsori e due da 90 kVA sull'APU;
- **BAe 146**: pur essendo quadrimotore, ha solo due alternatori da 40 kVA sui motori esterni più uno sull'APU;
- **SIAI S.211**: primaria in continua, con starter-generatore sul propulsore e alternata ottenuta da due invertitori;
- **ATR 42**: configurazione mista — ciascuna turboelica porta sia uno starter-generatore sia un alternatore, generando quindi entrambe le correnti contemporaneamente.

Un dato da leggere: le potenze sono in **kVA** (voltampere), non in kW — torneremo a breve su questa differenza (§2.5.4).

Una fonte *sempre presente* è comunque la batteria di **accumulatori**, che crea una riserva di energia per: guasto della generazione o del propulsore; assorbimenti di picco superiori alla potenza dei generatori (funzione di *batteria tampone*); propulsori fermi. Sui missili, dove le utenze funzionano per pochi minuti, si usano piccole batterie o alternatori trascinati da turbinette a cartucce pirotecniche.

2.5.1 Impianto primario in continua: la dinamo

La corrente continua si genera con la **dinamo**: spire che ruotano in un campo magnetico permanente, in cui si induce una corrente sinusoidale prelevata dal rotore tramite **spazzole**; un collettore diviso in settori “raddrizza” meccanicamente il segnale, così che, fissato il numero di giri, la tensione risulti pressoché costante (la somma delle molte spire regolarizza l'uscita).



In pratica i giri *non* sono costanti: la dinamo va corredata di un **regolatore** che, agendo sull'intensità del campo (prodotto da un elettromagnete), mantiene costante la tensione al variare del regime. Il grande pregio della dinamo è di essere una **macchina reversibile**: può funzionare anche da motore, e quindi da *motorino di avviamento* (starter-generator). Ciò funziona con turbine di potenza limitata; per turbine grandi o motori alternativi la coppia di avviamento è troppo elevata per uno starter-generator, e si separano i compiti (l'avviamento delle grandi turbine si fa con energia pneumatica dall'APU, cap. 5).

Rinunciando alla reversibilità, però, la dinamo non conviene più: oggi anche la continua si genera con **generatori senza spazzole** — in pratica alternatori la cui uscita viene raddrizzata e stabilizzata. A pari potenza sono più piccoli e leggeri, ed eliminano la manutenzione delle spazzole (la stessa scelta fatta in campo automobilistico). Le utenze in alternata si servono poi con **invertitori**, un tempo elettromeccanici (un motore in continua che trascinava un alternatore: pesante e poco affidabile), oggi *statici* a componenti solidi.

2.5.2 Impianto primario in alternata: l'alternatore

La corrente alternata si genera con **alternatori**, quasi sempre *trifase*: tre avvolgimenti sfasati di 120° , immersi in un campo magnetico rotante, senza spazzole, raffreddati ad aria. La caratteristica fondamentale — e problematica — è che la frequenza prodotta dipende dalla velocità di rotazione:

$$f = \frac{np}{120}, \quad (2.6)$$

con n velocità in giri al minuto (rpm) e p numero di poli.

Accoppiando l'alternatore direttamente al propulsore, la frequenza segue il regime del motore: si hanno gli **impianti a frequenza variabile** (*frequency-wild*), idonei per tutte le utenze cui la frequenza è indifferente, ma *non* per quelle (avionica) che esigono 400 Hz precisi. C'è di più: nei grandi velivoli plurimotori si vogliono collegare in **parallelo** i generatori dei vari motori, cosa possibile solo se lavorano in *sincronismo* — stessa frequenza e stessa fase.

Esercizio svolto 2.3 – La frequenza segue il motore: perché serve regolarla

Un alternatore a $p = 6$ poli è trascinato dalla scatola accessori, il cui albero varia da 4000 rpm (minimo) a 8000 rpm (massimo). Che frequenza produce? E quanti rpm servirebbero per erogare 400 Hz costanti?

Fase 1 – L'escursione di frequenza

Dalla (2.6) con $p = 6$, cioè $f = n/20$:

$$f_{\min} = \frac{4000 \cdot 6}{120} = 200 \text{ Hz}, \quad f_{\max} = \frac{8000 \cdot 6}{120} = 400 \text{ Hz}.$$

Il rapporto $f_{\max}/f_{\min} = 2$: la frequenza raddoppia fra minimo e massimo regime.

Fase 2 – I giri per i 400 Hz costanti

Imponendo $f = 400 \text{ Hz}$, $n = 120 f/p$:

$$p = 4 \Rightarrow n = 12\,000 \text{ rpm}, \quad p = 6 \Rightarrow n = 8\,000 \text{ rpm}, \quad p = 8 \Rightarrow n = 6\,000 \text{ rpm}.$$

Risultato

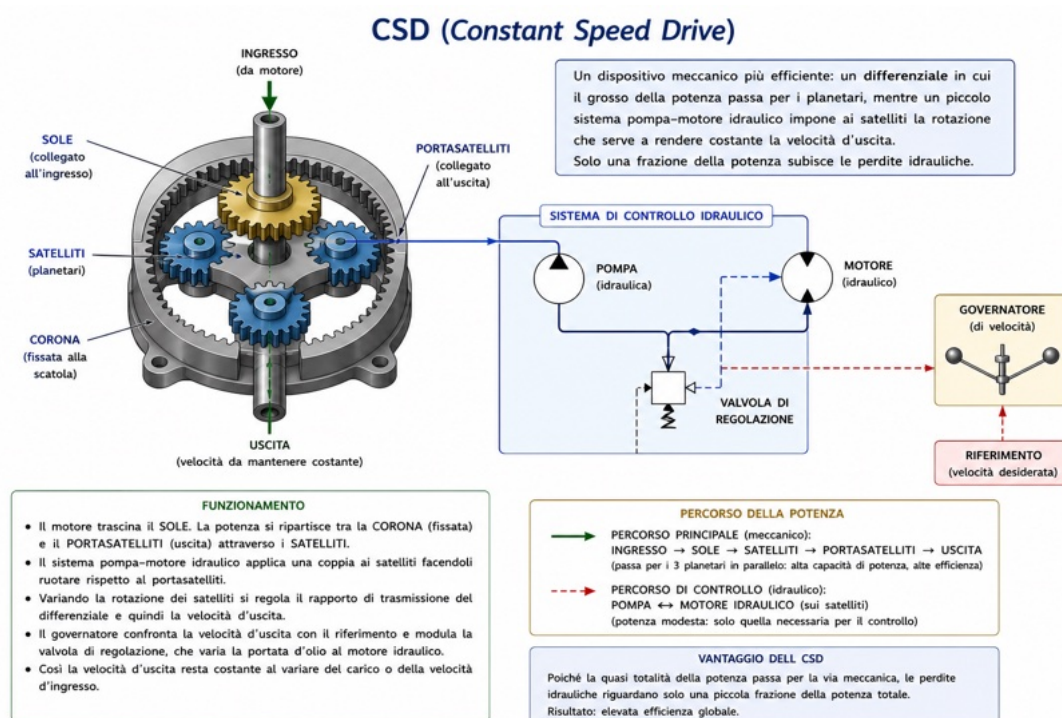
Un alternatore accoppiato “nudo” al motore sputa qualunque frequenza fra 200 Hz e 400 Hz: inservibile per l'avionica e impossibile da mettere in parallelo con gli altri. O si rinuncia alla frequenza costante (impianto *frequency-wild*), o si interpone un dispositivo che *disaccoppia* la velocità dell'alternatore dal regime del motore. È il compito del CSD, che vediamo subito.

2.5.3 Frequenza costante: CSD e IDG

Per ottenere 400 Hz costanti bisogna controllare la velocità di rotazione dell'alternatore e disaccoppiarla dal regime del propulsore. Due strade:

Regolatore idraulico. Un sistema pompa-motore idraulico, uno dei due a cilindrata variabile: regolando la cilindrata in funzione della frequenza misurata si mantiene la velocità dell'alternatore — e quindi la frequenza — costante, e in sincronismo di fase con gli altri generatori. Difetto: *tutta* la potenza passa per via idraulica, con le perdite dei due rendimenti.

CSD (*Constant Speed Drive*). Un dispositivo meccanico più efficiente: un **differenziale** in cui il grosso della potenza passa per i planetari, mentre un piccolo sistema pompa-motore idraulico impone ai satelliti la rotazione che serve a rendere *costante* la velocità d'uscita. Solo una frazione della potenza subisce le perdite idrauliche.



Il peso del regolatore è ripagato: senza di esso (impianto a frequenza variabile) l'alternatore dovrebbe erogare la potenza richiesta anche ai bassi regimi, e quindi andrebbe *sovradimensionato*. Oggi alternatore e CSD sono riuniti in un unico blocco, l'**IDG** (*Integrated Drive Generator*), con risparmio di materiale. Esistono anche regolatori completamente *elettronici* a stato solido, più

affidabili dei meccanici e installabili lontano dal propulsore, in condizioni ambientali più favorevoli. Per i generatori sull'**APU** il regolatore in genere non serve: l'APU gira sempre a velocità costante.

Le utenze in continua si servono infine con i **trasformatori-raddrizzatori** (TRU, *Transformer Rectifier Unit*).

2.5.4 Potenza apparente e fattore di potenza

Abbiamo visto le potenze degli alternatori espresse in VA e non in W: non è un dettaglio. In alternata, quando il carico non è puramente resistivo, l'onda di corrente è *sfasata* rispetto a quella di tensione, e il prodotto tensione×corrente non dà tutta potenza “utile”.

Le tre potenze dell'alternata

La **potenza apparente** $S = V I$ (in VA) è ciò che l'alternatore “vede” e deve poter erogare. La **potenza reale** (o attiva) $P = S \cos \varphi$ (in W) è quella effettivamente trasformata in lavoro e calore. Il **fattore di potenza** $\cos \varphi = P/S$ misura lo sfasamento fra tensione e corrente (φ è l'angolo di sfasamento).

Esercizio svolto 2.4 – Voltampere contro watt: dimensionare l'alternatore

Un alternatore da 60 kVA alimenta un carico che assorbe 45 kW reali con fattore di potenza $\cos \varphi = 0,85$. È in sovraccarico? E qual è la potenza reale massima che potrebbe erogare a $\cos \varphi = 0,8$?

Fase 1 – La potenza apparente richiesta dal carico

$$S = \frac{P}{\cos \varphi} = \frac{45}{0,85} \simeq 52,9 \text{ kVA} < 60 \text{ kVA}. \quad \checkmark$$

L'alternatore non è in sovraccarico: gli restano circa 7 kVA di margine.

Fase 2 – La potenza reale disponibile

$$P_{\max} = S \cos \varphi = 60 \cdot 0,8 = 48 \text{ kW}.$$

Risultato

Un alternatore da “60 kVA” non eroga 60 kW: a $\cos \varphi = 0,8$ ne eroga 48 kW. Ecco perché i costruttori li marcano in VA — il limite è quello, indipendente dallo sfasamento del carico — e perché l'impianto include condensatori di rifasamento e un attento bilancio dei carichi reattivi. La stessa cautela vale per dimensionare i TRU: 12 kW di utenze in continua, con rendimento del TRU 0,9 e $\cos \varphi = 0,85$ a monte, chiedono all'alternatore circa 15,7 kVA apparenti.

2.6 La distribuzione dell'energia

Dai generatori l'energia arriva a delle **barre di carico** (*bus bar*) e da queste agli utilizzatori. In un impianto ci sono più barre indipendenti, e le utenze vi si ripartiscono in base all'**importanza per la sicurezza**:

barre essenziali: sempre collegate al gruppo di generazione (e, in ultima istanza, alla batteria); alimentano ciò che serve a volare;

barre primarie e secondarie: possono essere escluse in conseguenza di guasti ai generatori o alle barre stesse.

Servono quindi organi di manovra per escludere le singole barre e per collegare/scollegare le utenze e i generatori. Su questa logica di barre e relè si innestano gli schemi concreti che vedremo tra poco (§2.8).

2.6.1 I cablaggi

I collegamenti usano cavi scelti in un'ampia tipologia standardizzata (norme MIL) per conduttività e isolamento: conduttori di *rame* o *alluminio*, isolanti in PVC, nylon, teflon o fibra di vetro. Il cablaggio di un velivolo bilancia esigenze opposte:

- contenere il *peso* riducendo le sezioni;
- contenere le *cadute di tensione* aumentando le sezioni;
- evitare il *surriscaldamento* per effetto Joule ((2.4));
- garantire la *compatibilità elettromagnetica* con l'avionica, tenendo lontani i cavi di potenza dagli apparati sensibili;
- resistere alle sollecitazioni meccaniche, soprattutto le *vibrazioni*.

Due accorgimenti tipici. Come in campo automobilistico, si mette a **terra l'impianto attraversando la struttura** del velivolo: si evitano i cavi di ritorno, risparmiando peso e riducendo il rischio di scintille da differenze di potenziale fra ritorni diversi. E poiché un cavo percorso da corrente alternata o continua pulsante si comporta da *antenna* e disturba le radio, i cavi critici si **schermano** con una calza metallica messa a terra.

Si fa ampio uso di collegamenti smontabili (terminali a morsetto, connettori multipolari) per la manutenzione; i cavi si raccolgono in *fasci*, e la progettazione dei cablaggi — oggi assistita da CAD — è una fase rilevante del progetto dell'impianto, con tecniche dedicate di collaudo.

2.7 Gli organi di protezione e manovra

Contro cortocircuiti e assorbimenti eccessivi si usano **fusibili** o **interruttori di massima corrente** (*breaker*). Entrambi sfruttano il riscaldamento prodotto dal passaggio della corrente (effetto Joule):

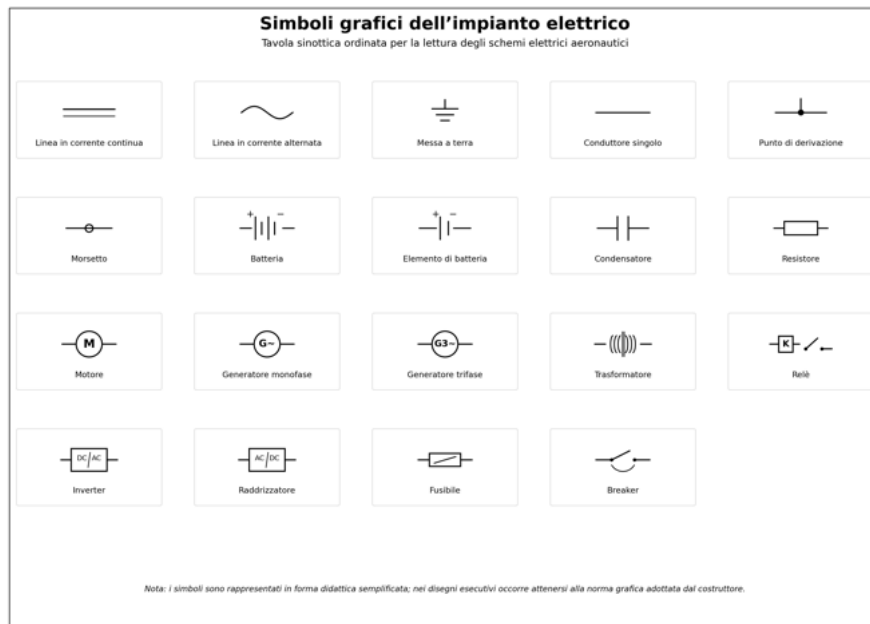
- il **fusibile** si interrompe fondendo: per ripristinare il circuito va *sostituito*; in compenso è più *pronto* a intervenire;
- il **breaker** scalda una lamina bimetallica che, per dilatazione, sgancia un contatto *riarmabile* con un pulsante.

A bordo si preferiscono i breaker, ubicati in cabina a portata del pilota, proprio perché riarmabili senza sostituzioni; entrambi i metodi sono comunque impiegati secondo l'utenza.

Le manovre sui circuiti si eseguono con **interruttori** (comando manuale o da sensori di posizione) o con **relè** (comando elettrico). Si usano i relè quando il comando viene da automatismi o da combinazioni di segnali, oppure quando si devono commutare potenze rilevanti: così in cabina si portano solo cavi di piccola potenza per comandare il relè, con evidente risparmio di peso — ed è esattamente la logica degli schemi che seguono.

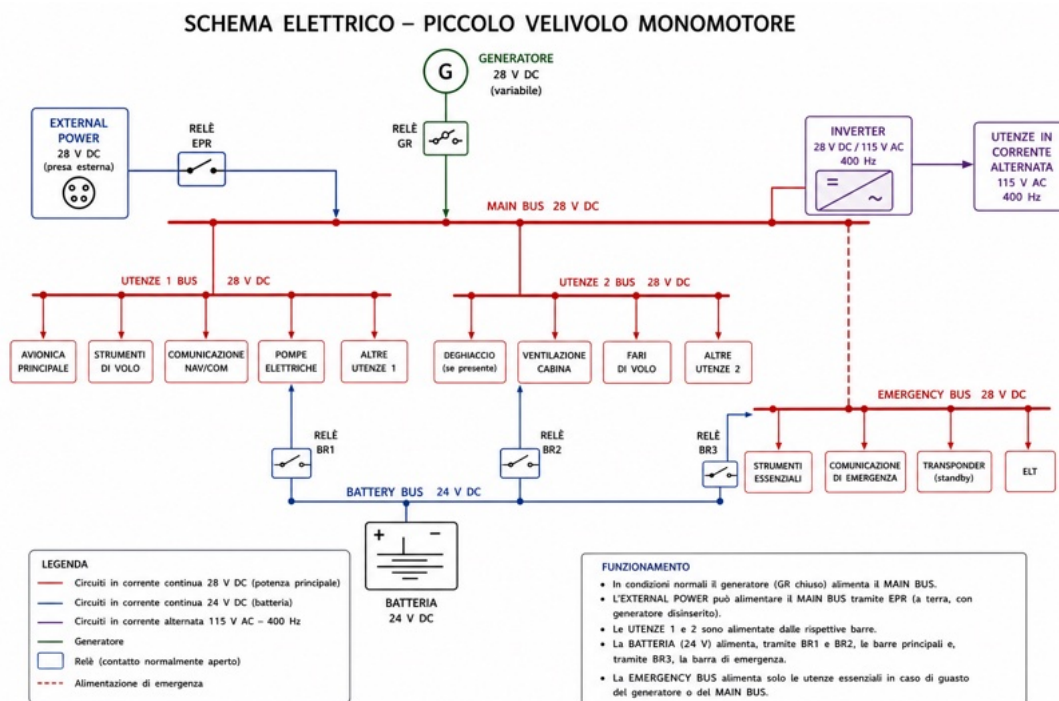
2.8 Gli schemi d'impianto: dal monomotore al quadrimotore

Applichiamo i concetti a due casi concreti. (I simboli grafici usati sono raccolti nella tavola seguente.)



2.8.1 Il piccolo monomotore (primaria in continua)

Un generatore da 28 V col relè GR (*generator relay*); una batteria da 24 V con i relè BR1, BR2, BR3; una **barra principale** (*main bus*) e una **barra di emergenza**; un inverter per la piccola linea in alternata; una presa di alimentazione esterna (EP) col relè EPR.



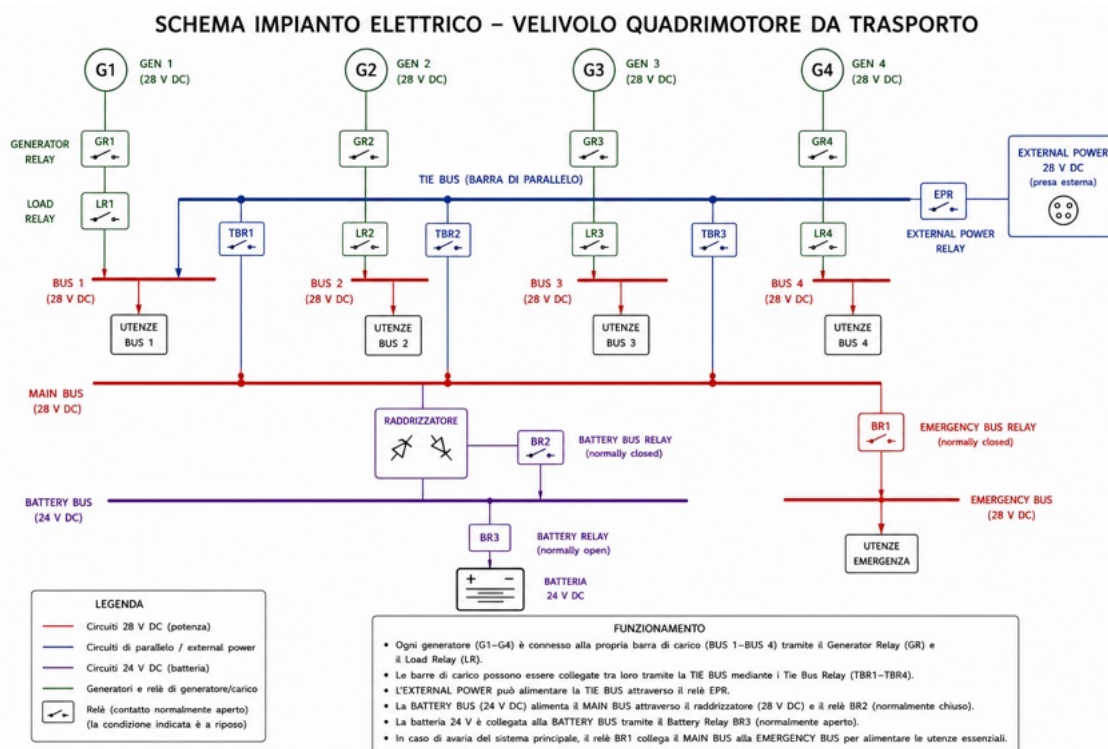
Funzionamento normale: GR, BR1, BR2 chiusi, BR3 aperto: il generatore alimenta il main bus e, tramite BR2, tiene la batteria sotto carica.

Avaria del generatore: GR e BR2 aperti, BR1 e BR3 chiusi: la batteria alimenta la sola barra di emergenza (le utenze essenziali: la sua energia è limitata e va razionata).

Avviamento con EP: EPR chiuso, GR aperto: l'unità di terra alimenta le utenze. Raggiunti i 28 V, il sistema apre automaticamente EPR e chiude GR.

2.8.2 Il quadrimotore da trasporto (primaria in alternata)

Su un plurimotore si installano tanti alternatori quanti i motori (oggi *brushless*), con una logica di rete vera e propria.



Ogni generatore ha il proprio **GR**; a valle, un **LR** (*load relay*) verso la propria barra di carico e un **TBR** (*tie bus relay*) verso il **tie bus** (barra di parallelo). Una **battery bus** collega la batteria al main bus tramite un raddrizzatore e il relè BR2 (chiuso solo con main bus alimentato: così la batteria è sotto carica); un ulteriore ramo alimenta la barra di emergenza (BR1).

Avviamento. A motori spenti i GR sono aperti; con l'EP disponibile si chiudono EPR e tutti i TBR, e l'unità di terra alimenta tutte le barre. All'avviamento di ciascun motore, non appena il suo generatore raggiunge *tensione e frequenza* corrette, il pannello apre il relativo TBR e chiude il GR: quel generatore prende in carico la propria barra. La procedura termina con l'apertura di EPR.

Le due filosofie di esercizio.

Parallelo: tutti i TBR chiusi e i GR chiusi; i quattro generatori lavorano sulla stessa rete e il carico si ripartisce in parti uguali. In avaria di un generatore, il suo GR si apre (il TBR resta chiuso) e gli altri tre ne assorbono il carico, senza che le utenze se ne accorgano.

Preferenziale: aperti tutti i GR tranne quello preferenziale, chiusi tutti i TBR: un solo generatore alimenta tutte le utenze. Adottabile anche dopo un'avaria.

Parallelo di alternatori: non basta la tensione

Mettere in parallelo due generatori in *continua* richiede solo la stessa tensione. Con gli *alternatori* servono stessa tensione, stessa *frequenza* e stessa *fase* (sincronismo): è il motivo per cui l'impianto verifica “tensione e frequenza” prima di ogni commutazione, ed è la ragione profonda per cui i grandi impianti in alternata hanno bisogno di CSD/IDG (§2.5.3).

2.9 I motori elettrici

Fra le utenze i **motori elettrici** meritano un cenno, perché sono l'immagine speculare dei generatori.

Motori in corrente continua. Una spira percorsa da corrente in un campo magnetico subisce una coppia; poiché a cavallo dei due punti morti la coppia si invertirebbe, servono contatti striscianti che invertono il verso della corrente, e molte spire per regolarizzare la coppia. Variando intensità e verso della corrente si regolano velocità e verso di rotazione: è la loro grande flessibilità.

Motori in corrente alternata. Non hanno contatti striscianti, costano meno e richiedono meno manutenzione, ma girano a velocità costante o poco variabile, data dall'inversa della (2.6), $n = 120 f/p$. Con i 400 Hz di bordo si impiegano quasi sempre tramite riduttori. I due tipi:

- **motore ad induzione (asincrono):** lo statore genera un campo rotante che induce correnti nel rotore (barre di alluminio o rame “a gabbia”); queste creano a loro volta un campo che reagisce con quello statorico, generando la coppia. Robusto, economico, il più diffuso;
- **motore sincro:** il campo rotante statorico interagisce con un campo *fisso* del rotore, prodotto però da corrente continua (non indotta); il rotore viene trascinato in *sincronismo*. Avendo coppia di avviamento bassa, va portato a velocità a vuoto, talvolta con un motore ausiliario.

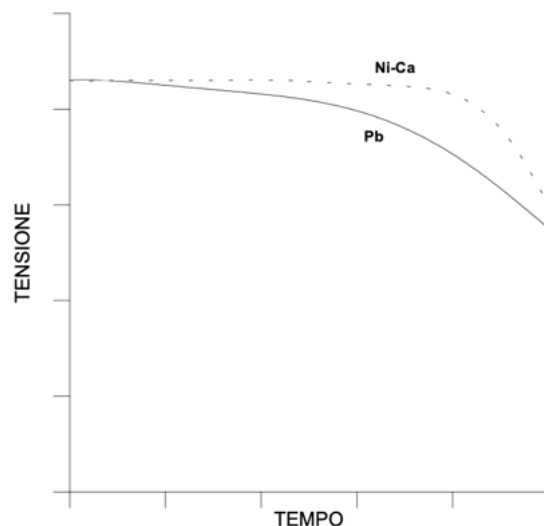
Nella pratica il “motore” è solo il cuore di un **attuatore elettrico**: motore + riduttore a ingranaggi (riduce i giri, aumenta la coppia) + freno elettromagnetico (blocca il motore appena manca l'alimentazione: *normalmente frenato*, quindi sicuro in caso di black-out) + interruttori di fine corsa. È questo l'organo che muove ipersostentatori e trim; la movimentazione “pesante” resta invece all'oleodinamica, come vedremo nel cap. 3.

2.10 Gli accumulatori

L'**accumulatore** trasforma reversibilmente energia chimica in elettrica. È fatto di più *celle* in serie.

Batteria al piombo-acido. Armature al piombo in soluzione di acido solforico; ogni cella dà 2,1 V a circuito aperto. Lo stato di carica si legge dalla *densità dell'elettrolito*: da 1 300 kg/m³ a piena carica a 1 150 kg/m³ quasi scarica (tensione di cella scesa a ~1,75 V).

Batteria alcalina al nickel-cadmio. Elettrolito di idrossido di potassio che *non* cambia densità con la carica; resistenza interna più bassa e tensione ai morsetti quasi costante per tutto il ciclo (da 1,55 V a 1,80 V per cella a circuito aperto). Attenzione: cariche troppo rapide possono scaldare fino a rompere l'isolamento fra celle contigue, che vanno in cortocircuito con ulteriore riscaldamento (fenomeno di *fuga termica*).



La capacità. La **capacità** è la carica che la batteria eroga in un dato tempo, misurata in amperora (Ah). Non è un numero fisso: *cresce al crescere del tempo di scarica*. Il valore si dà di solito per una scarica in 5 h, indicando anche le capacità di picco su tempi brevi.

Esercizio svolto 2.5 – Per quanto regge la batteria? (attenti agli amperora)

Una batteria al Ni-Cd è marcata 25 Ah su 5 h; scaricata più in fretta eroga meno: 16 Ah in circa 20 min e 12 Ah in circa 5 min. In emergenza deve alimentare la barra essenziale, che assorbe $I = 48$ A. Per quanto tempo regge?

Fase 1 – La stima ingenua (e perché è sbagliata)

Verrebbe da fare $t = 25/48 \cdot 60 \simeq 31$ min. Ma 25 Ah è la capacità a scarica *lenta* (5 h, cioè 5 A): a 48 A la batteria si svuota in fretta e non eroga affatto 25 Ah.

Fase 2 – La stima corretta

A 48 A il tempo di scarica è dell'ordine dei 20 min: va usata la capacità corrispondente, 16 Ah:

$$t = \frac{16}{48} \cdot 60 = 20 \text{ min.}$$

Il risultato è *auto-consistente*: la capacità a 20 min dà proprio 20 min di autonomia.

Risultato

La batteria regge circa 20 min, non 31 min: un errore del 50 % in una stima che riguarda la sopravvivenza. La dipendenza capacità–rateo è descritta dalla legge di Peukert $I^k t = \text{cost}$; dai dati di targa si ricava $k \simeq 1,2$ per questa batteria (per la cella ideale sarebbe $k = 1$). Morale: *gli amperora non si dividono per la corrente* — si sceglie la capacità corrispondente al tempo di scarica previsto.

L'attuazione elettrica va benissimo per carichi piccoli e medi; ma per estrarre un carrello o muovere il timone di un liner servono forze di centinaia di kilonewton in spazi minimi. Lì l'elettricità cede il passo ai fluidi in pressione: nel prossimo capitolo incontriamo il martinetto e confrontiamo, numeri alla mano, pneumatica e oleodinamica.

Capitolo 3

Trasmettere potenza con i fluidi

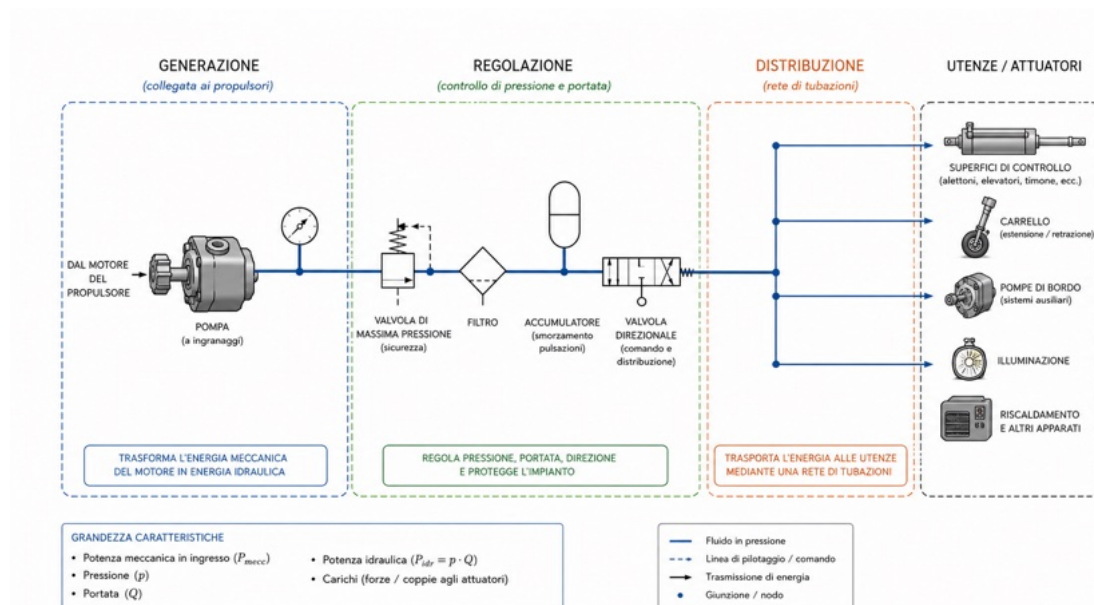
◉ Dove stiamo andando

Per muovere superfici di governo, carrelli e portelloni servono forze enormi in spazi piccoli. La soluzione aeronautica è trasmettere la potenza *attraverso un fluido in pressione*. In questo capitolo inquadreremo prima il problema generale — come si trasferisce energia a bordo e perché, fra i vari modi, per la movimentazione “pesante” vince l'idraulica — poi richiamiamo la meccanica dei fluidi che ci serve (principio di Pascal, continuità, perdite di carico), presentiamo il *martinetto* come motore idraulico lineare, e infine rispondiamo con i numeri a tre domande: perché a bordo non si usa l'aria compressa per la forza? Perché non si comprime di più? E perché l'impianto oleodinamico è fatto di tante piccole pompe? Chiudiamo con la scelta del fluido di lavoro.

3.1 Un impianto per trasferire energia

In molte zone del velivolo serve energia *in modo controllato*: per muovere le superfici di controllo, estrarre e reentrare il carrello, azionare pompe, illuminare, riscaldare, alimentare apparati. Un impianto che trasferisce energia ha sempre la stessa struttura a tre stadi:

1. un gruppo di **generazione**, spesso collegato ai propulsori, che trasforma l'energia meccanica del motore in un'altra forma;
2. un gruppo di **regolazione** delle grandezze in uscita (pressioni, portate, tensioni...);
3. una **rete di distribuzione** che porta l'energia alle utenze.



Abbiamo già visto (cap. 2) che a bordo l'energia si presenta in quattro forme — elettrica, pneumatica, oleodinamica, meccanica — e che per gli *attuatori* sono in linea di principio tutte utilizzabili, mentre illuminazione, avionica e simili impongono l'elettrica. Quando le potenze in gioco crescono, accanto all'impianto elettrico diventa indispensabile un impianto **idraulico** (e, per l'aria calda, uno **pneumatico**).

La filosofia del “potenziale costante”

Un impianto di distribuzione deve fornire in *ogni* condizione di volo la potenza richiesta. Lo fa mantenendo costante il proprio **potenziale** — la *tensione* negli impianti elettrici, la *pressione* in quelli idraulici — al variare della potenza assorbita, grazie agli organi di regolazione. Il vantaggio è enorme: si possono dimensionare tutte le utenze per un unico valore di potenziale (una tensione, una pressione), noto e garantito. È la stessa logica nei due mondi: negli impianti elettrici la “spinta” è la tensione, in quelli oleodinamici è la pressione di 21 MPa.

3.2 Trasferire energia meccanica

Concentriamoci sul caso che ci interessa: portare *energia meccanica* (una forza, uno spostamento, una coppia) dove serve. I modi possibili sono quattro, e confrontarli spiega le scelte di tutto il resto del capitolo.

Trasmissioni meccaniche. Cavi, aste, leveraggi collegano direttamente la sorgente all'utilizzatore. Semplici e affidabili, ma il peso e la complicazione le limitano alle piccole potenze: il caso tipico sono i comandi di volo convenzionali, dove le leve del pilota arrivano alle superfici mobili tramite cavi e rinvii.

Motori a combustione interna. Sono la sorgente primaria di energia (tranne che negli alianti), ma non si prestano a un impiego diffuso e localizzato: sarebbe assurdo avere a bordo decine di piccoli motori, di potenza magari irrisoria e funzionamento saltuario, con i loro problemi di installazione, alimentazione e affidabilità.

Motori elettrici. L'energia elettrica si distribuisce e si controlla benissimo, ed è comunque presente a bordo. Ma per avere pesi e ingombri contenuti i motori elettrici devono girare *veloci*: se l'utenza richiede movimenti lenti, coppie elevate o spostamenti lineari, servono riduttori e cinematismi, con aggravio di peso.

Motori idraulici. L'energia idraulica si distribuisce con relativa semplicità e realizza con naturalezza sia motori rotativi sia — ed è il punto chiave — motori *lineari* (i martinetti). *A pari potenza, dimensioni e pesi dei motori idraulici sono decisamente inferiori a quelli elettrici.* Il controllo on/off è semplice; quello continuo è possibile, con qualche delicatezza in più.

Scartati i motori a combustione, restano elettrico e idraulico, ed entrambi sono quasi sempre presenti. La ripartizione dei carichi segue una regola pratica: *idraulica dove serve molta potenza, e soprattutto forza elevata a velocità moderata* (superfici di governo, carrello, freni); *elettrica dove le potenze sono modeste, e soprattutto coppia moderata ad alta velocità angolare.* Conta anche dove passano le linee: un'utenza in una zona priva di altre utenze idrauliche può convenire elettrica, anche se “in teoria” sarebbe da idraulica. È esattamente il seguito del discorso lasciato in sospeso nel capitolo elettrico (§2.9 del cap. 2).

3.3 Richiami di meccanica dei fluidi

Gli impianti idraulici usano fluidi *incomprimibili* (liquidi), e poggiano sui principi dell'idrostatica — in particolare sul principio di Pascal. L'aspetto statico basta per il dimensionamento di prima approssimazione; quello dinamico governa perdite e risposta. Prima di tutto, però, conviene ricordare *che cosa* trasporta un fluido in un condotto: una **massa** (legata alla densità: impianto combustibile, ventilazione), una **forza** (legata alla pressione: impianto oleodinamico), un **calore** (legato alla temperatura: impianto antighiaccio). Le leggi sono le stesse; cambia quale termine domina.

3.3.1 Le proprietà dei fluidi

Richiamiamo le grandezze che useremo.

Densità ρ (massa dell'unità di volume, kg/m^3): dipende da pressione e temperatura. Per un olio idraulico $\rho \simeq 850 \text{ kg/m}^3$ e cala di qualche punto percentuale scaldandosi.

Peso specifico $\gamma = \rho g$ (N/m^3): il peso dell'unità di volume.

Pressione p (forza su area, Pa): il pascal è piccolo, si usano kPa e MPa; sopravvivono unità pratiche come atm, bar, psi.

Viscosità la resistenza agli sforzi tangenziali. Per far scorrere due piani paralleli distanti h , separati dal fluido, serve una forza $F = \mu A v / h$: il coefficiente μ è la **viscosità dinamica** (Pa s). Il rapporto $\nu = \mu / \rho$ è la **viscosità cinematica** (m^2/s , in pratica cSt, con $1 \text{ cSt} = 1 \text{ mm}^2/\text{s}$). Entrambe crollano al crescere della temperatura.

Comprimibilità anche i liquidi, sotto pressione, si comprimono un poco; la misura è il **modulo di comprimibilità** β (*bulk modulus*), di cui diremo tra poco.

Le unità di pressione

$$1 \text{ atm} = 101\,325 \text{ Pa}, \quad 1 \text{ bar} = 100\,000 \text{ Pa}, \quad 1 \text{ psi} \simeq 6\,895 \text{ Pa}, \quad 1 \text{ mmHg} \simeq 133 \text{ Pa}.$$

La pressione standard dell'impianto oleodinamico aeronautico:

$$210 \text{ atm} \simeq 21 \text{ MPa} \simeq 3\,000 \text{ psi}.$$

Attenzione infine alla differenza fra pressione *assoluta* e *relativa* (rispetto all'atmosfera): per le differenze e le sollecitazioni conta solo il salto, ma la pressione *assoluta* non può mai diventare negativa — scesa sotto la *tensione di vapore* il liquido evapora (è la cavitazione, il nemico delle pompe).

3.3.2 Il principio di Pascal e il torchio idraulico

Il principio di Pascal afferma che, in un fluido in quiete, la pressione si trasmette inalterata in ogni punto e in ogni direzione: $p = \text{cost}$. Da qui il **torchio idraulico**: due cilindri di aree diverse collegati e riempiti di liquido. All'equilibrio la pressione è la stessa, quindi

$$p = \frac{F_1}{A_1} = \frac{F_2}{A_2}, \quad (3.1)$$

e le forze stanno come le aree. Se non ci sono perdite, il volume spostato da una parte si ritrova dall'altra ($A_1 s_1 = A_2 s_2$), quindi gli spostamenti stanno come le aree *inverse*; e il lavoro si conserva ($F_1 s_1 = F_2 s_2$). *Si può amplificare la forza a patto di ridurre lo spostamento, e viceversa*: è il fondamento di ogni trasmissione idraulica.

Esercizio svolto 3.1 – Il torchio idraulico

Due pistoni collegati hanno diametri $d_1 = 20 \text{ mm}$ e $d_2 = 200 \text{ mm}$. Applicando $F_1 = 100 \text{ N}$ sul piccolo, che forza si ottiene sul grande? E di quanto avanza il pistone grande se il piccolo scende di 10 cm ?

Fase 1 – L'amplificazione di forza

Le aree stanno come i quadrati dei diametri: $A_2/A_1 = (d_2/d_1)^2 = 10^2 = 100$. Dalla (3.1):

$$F_2 = F_1 \frac{A_2}{A_1} = 100 \cdot 100 = 10\,000 \text{ N}.$$

Fase 2 – Lo spostamento e il lavoro

Dalla conservazione del volume $s_2 = s_1 A_1/A_2 = 10/100 = 0,1 \text{ cm}$. Il lavoro si conserva: $L_1 = F_1 s_1 = 100 \cdot 0,10 = 10 \text{ J} = F_2 s_2 = 10000 \cdot 0,001 = 10 \text{ J}$.

Risultato

Un fattore 100 sulla forza ($100 \text{ N} \rightarrow 10 \text{ kN}$) al prezzo di un fattore 100 sullo spostamento ($10 \text{ cm} \rightarrow 1 \text{ mm}$): il lavoro non si crea, si *trasforma*. Tenete a mente questo scambio forza-spostamento: è la ragione per cui, come vedremo, i martinetti oleodinamici sviluppano forze enormi ma si muovono lenti.

3.3.3 La continuità: portata e velocità

La conservazione della massa, per un fluido incomprimibile, si riduce a una relazione semplicissima fra **portata volumetrica** Q , velocità media v e area A :

$$Q = v A. \quad (3.2)$$

Per un attuatore lineare (il martinetto), dove il volume varia a sezione costante A , la continuità lega la portata alla velocità di azionamento:

$$Q = A \dot{x}. \quad (3.3)$$

La useremo per capire perché i movimenti oleodinamici sono lenti.

3.3.4 L'energia: da Bernoulli alle perdite di carico

Un fluido in un condotto possiede energia cinetica ($\frac{1}{2}\rho v^2$ per unità di volume), potenziale ($\rho g z$) e di pressione (p). Il primo principio, applicato a un tubo di flusso, dà l'equazione di Bernoulli generalizzata. Negli impianti di bordo il termine gravitazionale è trascurabile e, in un condotto a sezione costante, la velocità si conserva: l'equazione si riduce a

$$p_1 = p_2 + \Delta p, \quad (3.4)$$

dove Δp è la **perdita di carico**: energia meccanica persa per attrito e trasformata in calore.

L'intensità delle perdite dipende dal *tipo di moto*: ordinato e parallelo all'asse (**laminare**) o disordinato con componenti in tutte le direzioni (**turbolento**). La transizione è governata dal rapporto fra forze d'inerzia e forze viscosi, cioè dal numero adimensionale di **Reynolds**:

$$\text{Re} = \frac{\rho v D}{\mu} = \frac{v D}{\nu}, \quad (3.5)$$

con D diametro (idraulico). Sperimentalmente: moto laminare per $\text{Re} < 2000$, turbolento per $\text{Re} > 4000$, transizione in mezzo.

Le **perdite distribuite** lungo una tubazione seguono la legge di **Darcy–Weisbach**:

$$\Delta p = \lambda \frac{L}{D} \frac{1}{2} \rho v^2, \quad (3.6)$$

dove L è la lunghezza e λ un coefficiente che dipende dal moto (cioè da Re) e dalla rugosità del condotto, letto dal *diagramma di Moody*. In regime laminare λ ha un'espressione teorica:

$$\lambda = \frac{64}{\text{Re}} \implies \Delta p = \frac{32 \mu L v}{D^2} \quad (\text{laminare}), \quad (3.7)$$

e la perdita cresce *linearmente* con velocità e viscosità (quindi dipende dalla temperatura). Ad alti Re (turbolento pienamente sviluppato) λ dipende solo dalla rugosità e la perdita cresce col *quadrato* della velocità.

Oltre alle perdite distribuite ci sono le **perdite concentrate**, dovute a gomiti, valvole, raccordi, brusche variazioni di sezione: negli impianti di bordo — con tubazioni corte e molti componenti — pesano spesso più di quelle distribuite. Si esprimono in funzione della portata:

$$\Delta p = K Q^2. \quad (3.8)$$

L'analogia elettrica

Scrivendo $v = Q/A$, anche le perdite distribuite diventano della forma $\Delta p = K Q^2$: si stabilisce un legame fra “spinta” (Δp) e “flusso” (Q) del tutto analogo alla legge di Ohm $\Delta V = R I$, con la sola — importante — differenza che il legame è *quadratico* invece che lineare. Il coefficiente K gioca il ruolo di una resistenza, e le regole per serie e parallelo dei condotti ricalcano quelle dei resistori. È la stessa dualità tensione↔pressione, corrente↔portata che attraversa tutto questo corso.

Esercizio svolto 3.2 – Perdite di carico in una linea oleodinamica

Una linea di mandata ($D = 12 \text{ mm}$, $L = 2 \text{ m}$) porta $Q = 10 \text{ L/min}$ di olio ($\rho = 850 \text{ kg/m}^3$, viscosità cinematica $\nu = 15 \text{ cSt} = 15 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$). Calcoliamo la perdita di carico e confrontiamola con la pressione di esercizio.

Fase 1 – Velocità e numero di Reynolds

$$A = \pi D^2/4 = 1,131 \times 10^{-4} \text{ m}^2; Q = 1,667 \times 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}; \text{ dalla (3.2)}$$

$$v = \frac{Q}{A} \simeq 1,47 \text{ m/s.}$$

Dalla (3.5): $\text{Re} = vD/\nu = 1,47 \cdot 0,012/15 \cdot 10^{-6} \simeq 1179 < 2000$: **moto laminare**.

Fase 2 – La perdita di carico

Essendo laminare, dalla (3.7) $\lambda = 64/1179 \simeq 0,054$; con $\frac{1}{2}\rho v^2 \simeq 923 \text{ Pa}$ e la (3.6):

$$\Delta p = 0,054 \cdot \frac{2}{0,012} \cdot 923 \simeq 8,4 \text{ kPa.}$$

Fase 3 – Il confronto con l'aria

La stessa linea, alla stessa portata volumetrica, con aria ($\rho \simeq 1,2 \text{ kg/m}^3$, viscosità cinematica simile a quella dell'olio caldo, quindi stesso Re e stesso λ): dalla (3.6) la perdita scala come ρ , quindi $\Delta p_{\text{aria}} \simeq 12 \text{ Pa}$, e

$$\frac{\Delta p_{\text{olio}}}{\Delta p_{\text{aria}}} = \frac{\rho_{\text{olio}}}{\rho_{\text{aria}}} \simeq \frac{850}{1,2} \approx 700.$$

Risultato

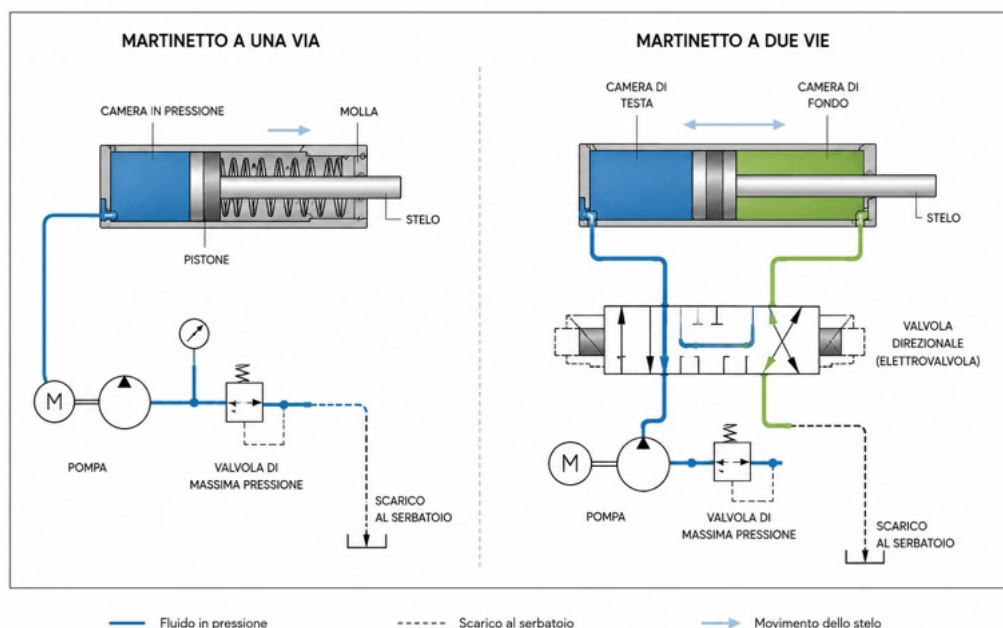
Due letture. Primo: $8,4 \text{ kPa}$ sono appena lo $0,04\%$ dei 21 MPa di esercizio — in una linea *corta* le perdite sono piccole, ed è per questo che l'oleodinamica di bordo tiene i condotti corti (v. §3.5). Secondo: a parità di portata e condotto, l'olio perde circa **700 volte** più dell'aria, perché la perdita scala con la densità. Ritroveremo questo rapporto quando spiegheremo perché l'impianto oleodinamico è fatto di tante pompe piccole.

3.4 Il martinetto

Il **martinetto** (in inglese *jack*, o come attuatore *actuator*) è il motore idraulico lineare per eccellenza: un *cilindro* entro cui scorre un *pistone* fissato a uno *stelo*, collegato all'organo da muovere. Il principio è la definizione stessa di pressione: su un pistone di area A investito dal fluido alla pressione p agisce la forza

$$F = p A, \quad (3.9)$$

mentre la velocità dello stelo discende dalla continuità (3.3), $\dot{x} = Q/A$. Queste due relazioni — forza dalla pressione, velocità dalla portata — riassumono tutto il comportamento del martinetto.



Martinetto a una via. Il fluido entra in una sola camera; l'altra ospita una *molla antagonista* che riporta il pistone a riposo quando cade la pressione. Forza utile in un solo verso.

Martinetto a due vie. Entrambe le camere sono collegate a una **valvola seletttrice** (cassetto distributore): una riceve il fluido in pressione, l'altra scarica al serbatoio; invertendo il cassetto si inverte il moto. Attenzione a un dettaglio: nella corsa di *rientro* il fluido spinge sulla *corona anulare* $A' = \pi(D^2 - d_s^2)/4$ (area del pistone meno quella dello stelo), quindi la forza di rientro è minore di quella di uscita.

Esercizio svolto 3.3 – Martinetto oleodinamico contro martinetto pneumatico

Il martinetto di estrazione di una gamba di carrello deve fornire $F = 120 \text{ kN}$ (circa 12 t: vince peso della gamba, forze aerodinamiche e attriti, con margine). Dimensioniamo il pistone (a) con l'impianto oleodinamico a $p = 21 \text{ MPa}$ e (b) con un ipotetico impianto pneumatico a $p = 0,2 \text{ MPa}$ ($\simeq 2 \text{ atm}$ relative).

Fase 1 – Area e diametro richiesti

Dalla (3.9), $A = F/p$ e $d = \sqrt{4A/\pi}$.

Oleodinamico: $A = 120\,000/21 \cdot 10^6 = 57,1 \text{ cm}^2 \Rightarrow d \simeq 85,3 \text{ mm}$.

Pneumatico: $A = 120\,000/0,2 \cdot 10^6 = 6\,000 \text{ cm}^2 \Rightarrow d \simeq 874 \text{ mm}$.

Fase 2 – Arrotondamento commerciale e verifica

Per l'oleodinamico adottiamo $d = 90 \text{ mm}$ (*prima* si arrotonda, *poi* si verifica):

$$F_{\text{eff}} = p \frac{\pi d^2}{4} = 21 \cdot 10^6 \cdot \frac{\pi 0,090^2}{4} \simeq 133,6 \text{ kN} \geq 120 \text{ kN}. \quad \checkmark$$

Con stelo da 40 mm, la forza di rientro (corona) è $F' = p \pi (0,090^2 - 0,040^2)/4 \simeq 107 \text{ kN}$: adeguata, perché il rientro richiede meno forza dell'estrazione sotto carico.

Risultato

Il martinetto oleodinamico ha un pistone da 90 mm: sta in una mano. Quello pneumatico ne richiederebbe uno da quasi 90 cm di diametro — più largo della fusoliera di molti velivoli leggeri. Non è un dettaglio migliorabile con l'ingegno: è la (3.9) che chiude la questione, ed è il primo motivo per cui l'attuazione di forza a bordo è oleodinamica.

3.5 Perché a bordo si sceglie l'oleodinamica

Il martinetto potrebbe in linea di principio funzionare con un fluido comprimibile (aria: *pneumatica*) o incompressibile (acqua o olio: *idraulica*, *oleodinamica*). Nel gergo aeronautico si dice comunemente *hydraulic system* anche per l'olio; noi useremo il termine corretto “oleodinamico”, sapendo che nella pratica è sinonimo di “idraulico”. Vediamo, con i numeri, perché a bordo la movimentazione di forza è sempre *oleodinamica*.

3.5.1 Perché non l'aria: la pressione di esercizio

Un impianto pneumatico industriale lavora al massimo a da 5 atm a 6 atm; a bordo l'impianto pneumatico lavora attorno a 2 atm (v. cap. 5). L'oleodinamico lavora invece a 21 MPa ($\simeq 210 \text{ atm}$): due ordini di grandezza in più. Poiché per la (3.9) la forza è proporzionale alla pressione, l'esercizio 3.4 ha già mostrato la conseguenza: a bassa pressione il pistone diventa mostruoso. La forza, a bordo, la fa la *pressione alta*, e la pressione alta la regge solo un liquido.

3.5.2 Perché non comprimere di più l'aria: sicurezza e comprimibilità

Si potrebbe obiettare: comprimiamo l'aria a 210 atm e il pistone torna piccolo. Ma qui entra in gioco la natura *comprimibile* dell'aria. Un gas compresso è energia elastica immagazzinata: al cedimento di una tenuta, l'aria a 210 atm si espande *istantaneamente* fino a centinaia di volte il suo volume — una perdita diventa un'**esplosione**. Il liquido, invece, è quasi incompressibile: non accumula energia elastica apprezzabile, e una perdita produce trafiletti, non scoppi. Quanto poco si comprima l'olio lo dice il modulo di comprimibilità.

Esercizio svolto 3.4 – Quanto si comprime l'olio? Il modulo di comprimibilità

Il modulo di comprimibilità di un olio idraulico vale $\beta \simeq 1\,500\text{ MPa}$; la variazione relativa di volume per un salto di pressione Δp è $\Delta V/V = \Delta p/\beta$. (a) Di quanto si comprime l'olio passando da 0 a 21 MPa? (b) Se un tratto di olio intrappolato in un volume *rigido* si scalda di $40\text{ }^\circ\text{C}$ (coefficiente di dilatazione volumica $\alpha \simeq 7 \times 10^{-4}/^\circ\text{C}$), quale sovrappressione nasce?

Fase 1 – Compressione a 21 MPa

$$\frac{\Delta V}{V} = \frac{\Delta p}{\beta} = \frac{21}{1500} \simeq 0,014 = 1,4\%.$$

Piccola, ma non nulla: spiega perché l'olio ha una “rigidezza” finita e perché, a rigore, ne serve un pizzico in più per riempire un volume in pressione.

Fase 2 – Riscaldamento a volume rigido

Se il volume non può dilatare, la dilatazione termica $\alpha \Delta T$ è contrastata da una compressione pari e contraria, $\Delta p/\beta$:

$$\alpha \Delta T = \frac{\Delta p}{\beta} \Rightarrow \Delta p = \beta \alpha \Delta T = 1500 \cdot 7 \cdot 10^{-4} \cdot 40 \simeq 42\text{ MPa}.$$

Risultato

Scaldare di appena $40\text{ }^\circ\text{C}$ un olio intrappolato genera 42 MPa — il *doppio* della pressione di esercizio! Ecco perché il serbatoio (cap. 4) deve sempre *consentire la dilatazione* dell'olio, e perché nessun tratto di circuito va mai lasciato chiuso senza sfogo. La stessa quasi-incomprimibilità che rende sicura l'oleodinamica (niente energia elastica accumulata) la rende anche “rigida”: una lama a doppio taglio da rispettare in progetto.

Comprimibile vs incompressibile: il concetto chiave

La differenza fra pneumatica e oleodinamica non è di grado ma di natura. Il gas compresso *accumula* energia (e infatti, confinato in un contenitore robusto, lo ritroveremo come *accumulatore* di pressione, cap. 4); il liquido la *trasmette* soltanto. Trasmettere è sicuro; accumulare in grande quantità, lungo tutto l'impianto, non lo è.

3.5.3 Perché tante pompe piccole: le perdite di carico

L'esercizio 3.3.4 ha mostrato che, a parità di portata e di condotto, l'olio perde circa 700 volte più dell'aria, perché la perdita di carico (3.6) scala con la densità. Le conseguenze architettoniche sono immediate:

- l'impianto **pneumatico** può permettersi lunghi condotti che portano l'aria molto lontano dalla sorgente, con portate generose;
- l'impianto **oleodinamico** si realizza con *più pompe dislocate vicino agli attuatori*, condotti *corti* e portate *piccole*, per tenere basse le perdite.

E portate piccole significano, per la continuità (3.3), *velocità di attuazione modeste*: i movimenti oleodinamici non sono mai fulminei — carrelli e ipersostentatori si muovono con la calma che tutti conosciamo.

Esercizio svolto 3.5 – Potenza di una pompa e velocità dello stelo

Una pompa eroga $Q = 20 \text{ L/min}$ a 21 MPa . Calcoliamo la potenza idraulica, quella richiesta all'albero (rendimento globale $\eta_G = 0,85$) e la velocità di uscita dello stelo del martinetto da 90 mm dell'esercizio 3.4.

Fase 1 – Potenza idraulica

Portata per salto di pressione:

$$W = Q \Delta p = \frac{20 \cdot 10^{-3}}{60} \cdot 21 \cdot 10^6 = 7,0 \text{ kW}.$$

Fase 2 – Potenza all'albero

Il rendimento globale $\eta_G = \eta_V \eta_M$ tiene conto dei trafileamenti (η_V , volumetrico) e degli attriti (η_M , meccanico):

$$W_{\text{albero}} = \frac{W}{\eta_G} = \frac{7,0}{0,85} \simeq 8,2 \text{ kW}.$$

Fase 3 – Velocità dello stelo

Il pistone da 90 mm ha $A \simeq 63,6 \text{ cm}^2$; dalla continuità $v = Q/A$:

$$v = \frac{0,333 \cdot 10^{-3}}{63,6 \cdot 10^{-4}} \simeq 5,2 \text{ cm/s}.$$

Risultato

Con 7 kW idraulici otteniamo oltre 130 kN di forza, ma lo stelo avanza a soli 5 cm/s : un carrello con mezzo metro di corsa si estrae in una decina di secondi. È il volto quantitativo della regola “*in oleodinamica le forze sono grandi e le velocità piccole*”.

3.6 Il fluido di lavoro: dall'acqua allo Skydrol

L'acqua, primo mezzo incompressibile usato per la movimentazione, fu presto abbandonata a favore dell'olio, che si lascia preferire per proprietà che ora sappiamo leggere:

- **potere anticorrosivo e antiruggine** su tubazioni e metalli (l'acqua fa l'opposto): è la *stabilità* alla corrosione di cui si diceva fra le proprietà;
- **potere lubrificante**: il fluido stesso lubrifica pompe e accoppiamenti pistone-cilindro;
- **basso punto di congelamento** ($\sim -60^\circ\text{C}$): a quota di crociera fuori si arriva a $-56,5^\circ\text{C}$, e un fluido che congela in volo è inaccettabile;
- adeguata **stabilità termica** e viscosità non troppo sensibile alla temperatura, per contenere le perdite laminari (3.7) sia a caldo sia a freddo.

Nei velivoli a getto da trasporto si usa una miscela di esteri fosforici sintetici, il **Skydrol** (es. Skydrol 500): oltre alle proprietà elencate è *resistente al fuoco*, caratteristica preziosa a bordo. Richiede però guarnizioni compatibili ed è irritante: la manutenzione lo tratta con i guanti.

Abbiamo il principio (Pascal e il martinetto), la pressione (21 MPa), le leggi (continuità e perdite di carico) e il fluido (Skydrol). Nel prossimo capitolo costruiamo l'impianto oleodinamico completo — serbatoio, pompe a cilindrata variabile, filtri, valvole, accumulatore — e vediamo quali accorgimenti distinguono un impianto *aeronautico* da uno industriale a terra. Vale infine la pena ricordare la filosofia di dimensionamento del §3.1: le utenze non lavorano mai tutte insieme, e con più pompe/generatori un sovradimensionamento oculato (per esempio il 33 % con quattro sorgenti) garantisce la piena potenza anche in avaria di una di esse.

Capitolo 4

L'impianto oleodinamico

◉ Dove stiamo andando

Nel capitolo precedente abbiamo capito *perché* l'attuazione di forza a bordo è oleodinamica. Ora costruiamo l'impianto. Partiamo dal bilancio onesto di pregi e difetti, poi ne descriviamo l'architettura (generazione, distribuzione, utenze, accessori) e la scelta cruciale del progetto: la *pressione di alimentazione*. Scendiamo quindi nei componenti: le quattro famiglie di **pompe** e perché a bordo si usano quelle a pistoncini; i due modi di **regolare** un impianto a pressione costante (con una valvola, oppure retroazionando la pompa) — e quanto costa in potenza scegliere male; le **valvole**, una per una, ciascuna con il suo mestiere; le **servovalvole**, che rendono possibile il comando proporzionale; **attuatori**, **accumulatori** (che impareremo a dimensionare), **serbatoi**, **filtri**, **guarnizioni** e **tubazioni**.

4.1 Pregi e difetti dell'impianto oleodinamico

Un impianto oleodinamico distribuisce e controlla energia attraverso un fluido incompressibile. Occorrono: una sezione di *trasformazione* di energia meccanica in energia idraulica (le pompe), una *rete di trasporto* con i suoi organi di controllo e regolazione, e *utilizzatori* che ritrasformino l'energia idraulica in meccanica (martinetti e motori idraulici).

Prima di entrare nei componenti, mettiamo in fila — onestamente — le ragioni della scelta e i suoi prezzi.

Pregi	Difetti
basso peso per unità di potenza installata	possibile perdita dell' <i>intero</i> impianto per rottura di un singolo componente
alto rendimento della trasmissione	difficoltà di sincronizzare più attuatori
grande flessibilità di installazione	i fluidi con le caratteristiche migliori non sono totalmente resistenti al fuoco
capacità di sostenere sovraccarichi senza danni	
alta affidabilità, scarsa manutenzione ordinaria	
bassa inerzia, quindi buona risposta in frequenza	
facilità di controllo	

Il primo difetto è quello che detta l'architettura di bordo: se una sola tubazione tranciata può svuotare l'impianto, allora *l'impianto dev'essere più di uno*. È il principio di ridondanza che ritroveremo nel §4.2.

4.2 Architettura dell'impianto di bordo

Un sistema oleodinamico è fatto di un **gruppo di generazione** di pressione e portata, di una **rete di distribuzione**, delle **utenze** e di alcuni **organi accessori**. A bordo dei velivoli l'impianto comprende in genere *più circuiti indipendenti*.

Generazione. La svolgono le **pompe**. Ogni circuito indipendente è alimentato da una o più pompe, che possono essere azionate:

- dai **propulsori**, attraverso i riduttori della scatola accessori;
- da **motori elettrici** dedicati;
- da **turbine ad aria compressa** alimentate dall'impianto pneumatico;
- da **elichette poste al vento relativo** (RAT, *ram air turbine*) in emergenza;
- **manualmente**, dall'equipaggio (piccoli velivoli, estrazione carrello di emergenza).

Distribuzione. Tubazioni, raccordi e valvole di vario tipo.

Utenze. Gli **attuatori**, che trasformano l'energia idraulica in meccanica: *lineari* (i martinetti) e *rotativi* (i motori idraulici). Ad essi sono collegati:

ipersostentatori di bordo d'attacco e d'uscita	inversori di spinta
aerofreni e spoiler	sterzo del ruotino
equilibratori, alettoni, timoni	portello del vano e carrello
freni	portelloni di ingresso

Accessori. Accumulatori, filtri, guarnizioni, serbatoi, scambiatori di calore.

4.2.1 Circuiti indipendenti e ridondanza

È importante che parte dell'impianto funzioni anche a terra con motori spenti (al limite con l'APU accesa), per le prove funzionali delle utenze, il carico e il traino. Inoltre *non tutte le utenze sono ripartite fra i circuiti indipendenti*: le più importanti possono essere pilotate *in parallelo* da più circuiti.

Esercizio svolto 4.1 – Architetture reali

- **Boeing 747**: impianto formato da *quattro circuiti completamente indipendenti*; ciascuno ha una pompa azionata da uno dei quattro motori e, in alternativa, una pompa azionata da una turbinetta ad aria compressa (le quattro turbinette sono alimentate dall'impianto pneumatico con aria spillata dai compressori o dall'APU). *Ogni utenza è alimentabile da almeno due circuiti indipendenti*.
- **ATR 42**: raramente, esiste la possibilità di alimentazione *incrociata* dei circuiti, se la generazione di uno va in avaria.

- **MD-80**: un circuito può mettere in pressione un altro, che abbia la generazione in avaria, tramite un gruppo reversibile *motore idraulico–pompa*: si trasmette potenza, **senza mescolare i fluidi** dei due circuiti.

Perché i fluidi non si mescolano mai

La soluzione MD-80 è elegante proprio perché mantiene la separazione fisica: un circuito fa girare un motore idraulico, che trascina meccanicamente la pompa dell'altro circuito. Se i fluidi si mescolassero, una contaminazione o una perdita in un circuito si propagherebbe all'altro — e la ridondanza sarebbe solo apparente. *Ridondanza vera significa indipendenza fisica.*

4.2.2 La filosofia della pressione costante

Un impianto oleodinamico aerospaziale si realizza a **pressione costante**. I vantaggi sono due:

1. consente di attivare *in parallelo* un numero qualsiasi di utenze senza che interferiscano tra loro (purché le pompe forniscano le portate richieste);
2. permette di dimensionare ogni utenza su un valore di pressione ben preciso e garantito.

È la stessa filosofia del “potenziale costante” vista nel §3.1: là la tensione, qui la pressione.

4.2.3 La scelta della pressione di alimentazione

È il parametro caratteristico del progetto. Per ridurre dimensioni e pesi di tutti i componenti conviene una pressione *il più alta possibile* (dalla $F = pA$: più pressione, meno area); questo comporta anche il vantaggio di elaborare *portate basse*. Ma esistono limiti:

- la **comprimibilità** (l'esercizio 3.5.2 ci ha mostrato che a 21 MPa l'olio si comprime già dell'1,4%);
- la **tenuta delle guarnizioni** (§4.11);
- le **dimensioni troppo piccole** di alcuni componenti, che diventerebbero irrealizzabili o troppo delicati.

Il valore più comune è 21 MPa (3000 psi, 210 kg/cm²), ma non è un dogma: Tornado e Concorde lavorano a 28 MPa, il Cessna Citation a 10,5 MPa; si studiano impianti a pressioni ben superiori, specie in campo spaziale. Si tenga presente che *un impianto nominale a 21 MPa viene collaudato a scoppio a 84 MPa*: un fattore 4.

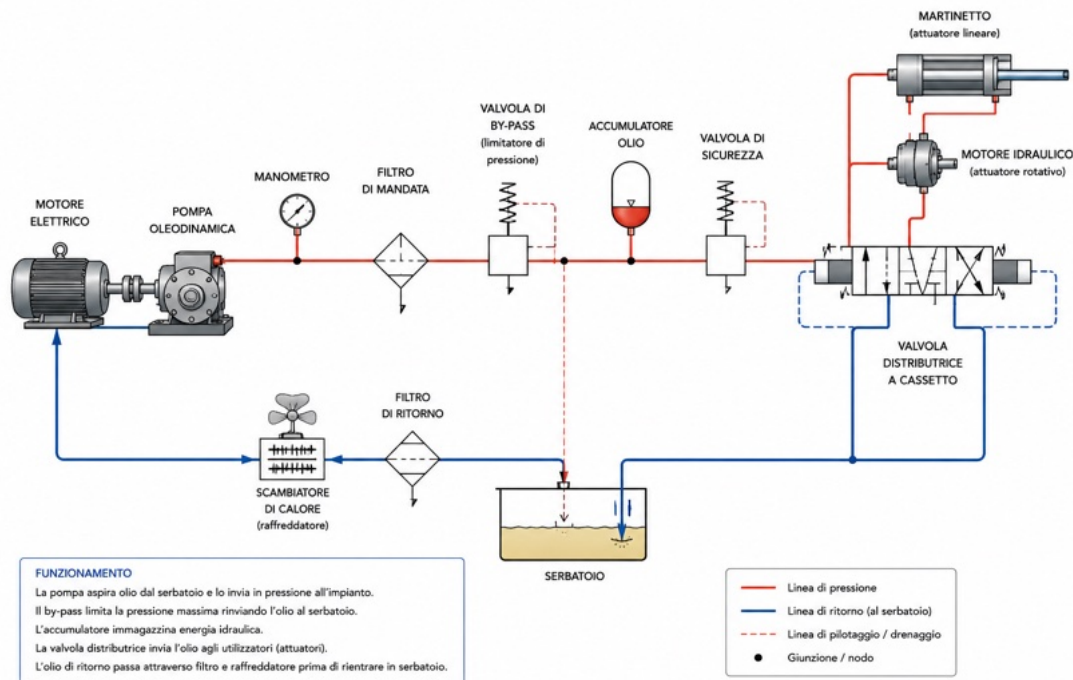


TAVOLA DEI SIMBOLI GRAFICI DELL'IMPIANTO OLEODINAMICO				
POMPA A CILINDRATA FISSA	POMPA A CILINDRATA VARIABILE	MOTORE IDRAULICO	FILTRO	MANOMETRO
VALVOLA DISTRIBUTTRICE A CASSETTO (4 VIE 3 POSIZIONI)	VALVOLA DI NON RITORNO	VALVOLA DI SICUREZZA	VALVOLA RIDUTTRICE DI PRESSIONE	VALVOLA A SPOLA
VALVOLA DI ESCLUSIONE	ACCUMULATORE	SERBATOIO		

4.3 Le pompe idrauliche

Esistono due grandi categorie di pompe.

Pompe volumetriche (o a spostamento): spostano un volume di fluido quasi *indipendentemente* dalla pressione a valle. È ciò che serve a un impianto a pressione costante, e sono quelle impiegate negli impianti oleodinamici aerospaziali. Esempio tipico: la pompa a pistoncini.

Pompe fluidodinamiche: *accelerano* il fluido, per poi ricavarne energia di pressione rallentandolo. Impiegate negli impianti di alimentazione del combustibile (cap. 9). Esempio tipico: la pompa centrifuga.

Potenza e coppia di una pompa

In entrambi i casi la potenza idraulica fornita è portata per salto di pressione:

$$W = Q \Delta p. \quad (4.1)$$

La coppia *teorica* all'albero, con ω velocità angolare:

$$C_T = \frac{Q \Delta p}{\omega}, \quad \text{quella reale:} \quad C_R = \frac{Q \Delta p}{\eta_G \omega}, \quad (4.2)$$

dove il rendimento globale $\eta_G = \eta_V \eta_M$ è il prodotto del rendimento **volumetrico** η_V (perdite di portata dalle tenute) e di quello **meccanico** η_M (attriti dei cinematismi). Il costruttore riporta di solito η_G .

4.3.1 La pompa a pistoncini assiali

Partiamo dal caso più semplice: la pompa a *pistone singolo*. Il pistone, mosso da un sistema biella-manovella, spinge il fluido verso la mandata; sarà poi il carico sull'utenza a creare la pressione. In una pompa volumetrica la portata è

$$Q = \eta_V v(t) A, \quad (4.3)$$

con $v(t)$ velocità del pistone e A la sua sezione. Il rendimento volumetrico è dovuto essenzialmente ai trafileamenti fra cilindro e pistone — trafileamenti, si noti, *necessari per la lubrificazione*.

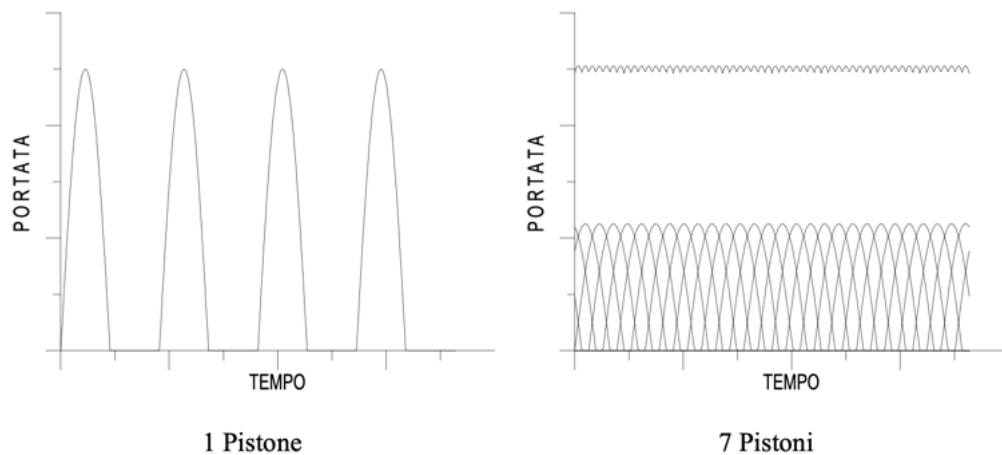
Per avere portata costante servirebbe velocità costante su corsa infinita: impossibile. Con il moto alternato, $v(t)$ è sinusoidale e tale è la portata; valvole di non ritorno all'imbocco e all'uscita impediscono l'inversione del flusso, sicché

$$Q = \eta_V \hat{Q} \sin(\omega t) \quad \text{per } \sin > 0, \quad Q = 0 \quad \text{per } \sin < 0 :$$

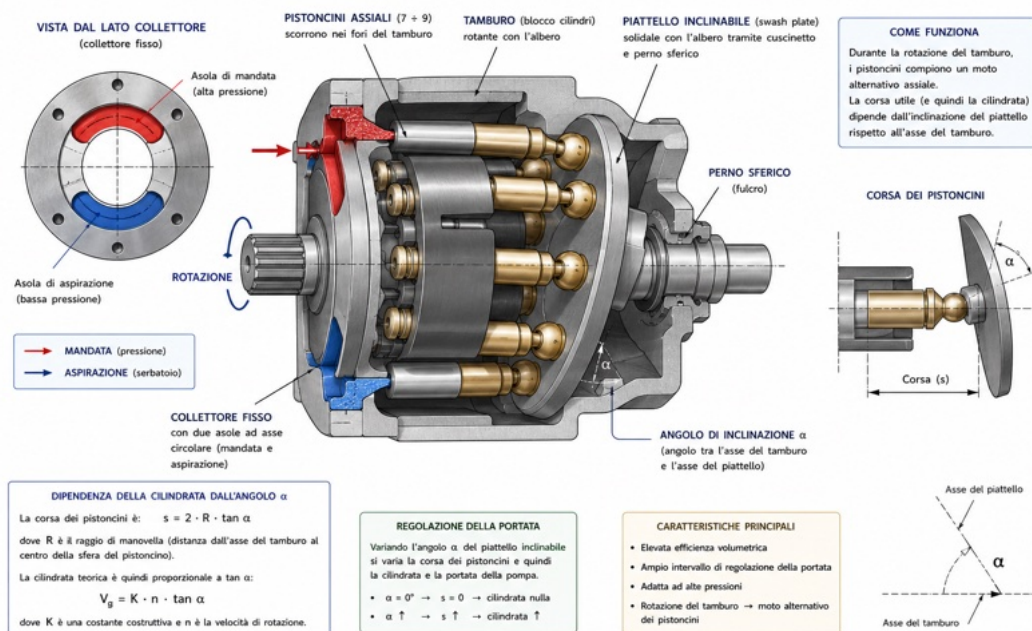
la portata *pulsa*. Per uniformarla si usano più cilindri sfasati:

$$Q = \eta_V \sum_{i=1}^N \hat{Q} \sin(\omega t + \varphi_i) \quad (\text{solo i contributi positivi}), \quad (4.4)$$

con φ_i sfasamento dell' i -esimo pistone. In pratica i cilindri sono **7 o 9**: numero che dà sufficiente uniformità restando contenuto. *Un numero dispari di cilindri dà maggiore uniformità di un numero pari anche superiore*: è il motivo per cui non si trovano pompe a 8 pistoncini.



POMPA A PISTONCINI ASSIALI CON PIATTELLO INCLINABILE (sezione)

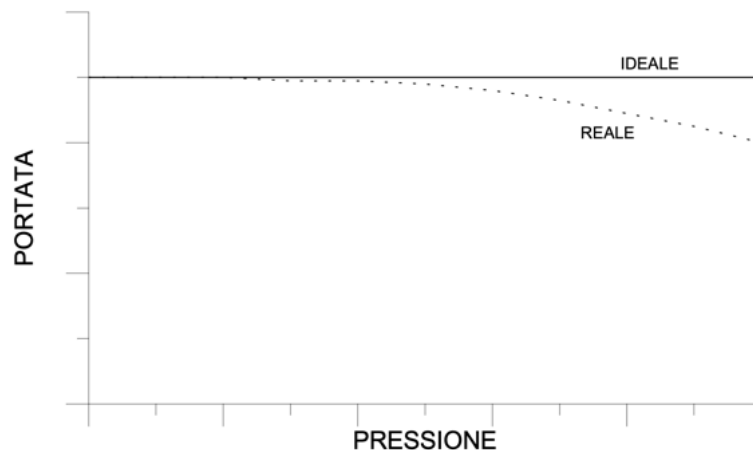


Il tipo aeronautico è la **pompa a pistoncini assiali con piattello inclinabile e tamburo rotante**. Il tamburo rotante consente di usare un *collettore fisso*, dotato di una piastra su cui sono ricavate due asole ad asse circolare, una di mandata e una di aspirazione. La corsa del singolo pistoncino — e quindi la cilindrata e la portata dell'intera pompa — è direttamente legata all'**angolo fra l'asse del piattello e quello del tamburo**. Se il piattello non è rotante, i pistoncini vi si collegano tramite pattini.

Si ha trafileamento fra tamburo e piastra, fra pistoncini e cilindri, e una lubrificazione forzata ai pattini: perdite di portata *tutt'altro che indesiderate* (lubrificano), ma dipendenti dalla pressione a valle — cioè un rendimento volumetrico che *cala al crescere della pressione*. Ecco perché la portata di una pompa volumetrica si scrive

$$Q = \eta_V n V, \quad (4.5)$$

con n giri nell'unità di tempo e V cilindrata, e perché la sua curva caratteristica reale, invece di essere una retta orizzontale, declina lievemente al crescere della pressione.



Oggi si realizzano pompe a pistoncini di pochi chilogrammi capaci di 50 MPa con cilindrata piccolissime, girando a da 20 000 rpm a 30 000 rpm. A bordo si usano comunemente pompe a 21 MPa, con portate di qualche decina di L/min e potenze che raggiungono facilmente i 10 kW a qualche migliaio di rpm.

Esercizio svolto 4.2 – Portata, potenza e coppia di una pompa a pistoncini

Una pompa a pistoncini assiali ha cilindrata $V = 6,0 \text{ cm}^3$ per giro, gira a $n = 4000 \text{ rpm}$ e alimenta l'impianto a $\Delta p = 21 \text{ MPa}$. Con $\eta_V = 0,95$ e $\eta_G = 0,85$, calcolare portata, potenza idraulica, potenza all'albero e coppia richiesta.

Fase 1 – La portata

Dalla (4.5), con $n = 4000/60 = 66,7 \text{ giri/s}$:

$$Q = \eta_V n V = 0,95 \cdot 66,7 \cdot 6,0 \cdot 10^{-6} \simeq 3,80 \times 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s} = 22,8 \text{ L/min.}$$

Fase 2 – Potenza idraulica e all'albero

Dalla (4.1):

$$W = Q \Delta p = 3,80 \cdot 10^{-4} \cdot 21 \cdot 10^6 \simeq 7,98 \text{ kW}, \quad W_{\text{albero}} = \frac{W}{\eta_G} \simeq 9,4 \text{ kW.}$$

Fase 3 – La coppia

$\omega = 2\pi n = 418,9 \text{ rad/s}$; dalla (4.2):

$$C_T = \frac{Q \Delta p}{\omega} \simeq 19,1 \text{ N m}, \quad C_R = \frac{C_T}{\eta_G} \simeq 22,4 \text{ N m.}$$

Risultato

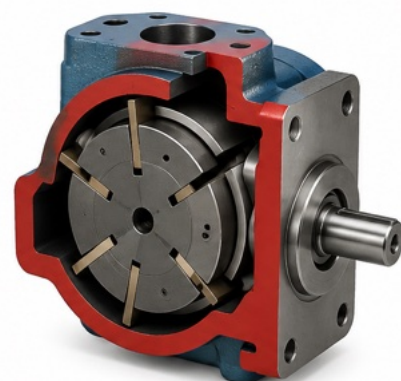
Una pompa che sta in una mano (6 cm^3 di cilindrata!) assorbe dal motore $9,4\text{ kW}$ con una coppia di appena 22 N m : è la potenza a essere elevata, non la coppia, perché la macchina gira veloce. Si noti l'effetto del rendimento volumetrico: se scendesse a $\eta_V = 0,90$ (per usura delle tenute, o semplicemente perché la pressione è alta) la portata calerebbe a $21,6\text{ L/min}$ — e con essa la *velocità* degli attuatori, non la loro forza.

4.3.2 Le altre pompe volumetriche

Pompa a pistoncini radiali. Una camma esterna ruota eccentricamente rispetto al gruppo portapistoncini, costringendoli al moto alternato. Si può ottenere portata variabile cambiando l'eccentricità, ma non è semplice: più complessa e meno versatile della assiale, è poco usata in campo aerospaziale.

Pompa a ingranaggi. Due ruote dentate controrotanti in una cassa: il liquido è aspirato nei vani fra i denti e la parete, e quando i denti ingranano viene espulso in mandata. Semplice, robusta, resistente all'usura, ma *ingombrante*, limitata a pressioni più basse (da 20 MPa a 25 MPa) per problemi di tenuta ai fianchi delle ruote, e *non* si presta a portate variabili.

Pompa a palette ad eccentrico. Un rotore portapalette gira eccentrico dentro una cavità; le palette scorrono radialmente creando camere a volume variabile. Sono spinte contro la superficie esterna dalla *forza centrifuga*, che quindi cresce con la velocità angolare. Pressioni di esercizio più basse (da 10 MPa a 20 MPa), più ingombranti e più soggette a usura, ma richiedono filtrazioni meno spinte; la cilindrata è variabile agendo sull'eccentricità.

**POMPA A PISTONI RADIALI****POMPA A INGRANAGGI****POMPA A PALETTE AD ECCENTRICO**

Perché a bordo la pompa è a pistoncini assiali

Riassumendo il confronto: solo la pompa a pistoncini assiali unisce *pressione elevata* (21 MPa e oltre), *peso contenuto* e *cilindrata variabile* — e quest'ultima, come stiamo per vedere, è la chiave della regolazione efficiente. Ingranaggi e palette hanno pressioni inferiori e cilindrata fissa (o difficilmente variabile): trovano posto in impianti minori e a terra.

4.4 Gli organi di regolazione

Poiché l'impianto deve essere a *pressione costante*, servono organi di regolazione che adeguino la portata al valore richiesto dalle utenze. Se ciò non avvenisse, la pressione varierebbe secondo l'equazione di comprimibilità del liquido (§3.5.2), cioè con gradienti enormi: basta ricordare che una variazione di volume dell'ordine dell'1 % produce salti di pressione di 15 MPa.

Ci sono due filosofie.

4.4.1 Regolazione tramite valvola

Si mantiene costante la portata della pompa e si aggiunge *a valle* una **valvola regolatrice di pressione**: una valvola a cursore normalmente aperta che, in funzione della pressione dell'impianto, cambia l'apertura dell'orifizio di scarico. L'eccesso di portata viene spillato e riportato al serbatoio. Tarando la molla (in genere con una manopola) si sceglie la pressione di regolazione: il cursore trova una posizione di equilibrio fra pressione pilota e reazione della molla, dopo un breve transitorio.

Nella variante a *portata costante* il principio è analogo, ma occorre tradurre un segnale di portata in un segnale di pressione: si portano alle due estremità del cursore le pressioni pilota a monte e a valle di una strozzatura, e il cursore si equilibra sulla differenza di pressione, cioè sul *quadrato* della portata ((3.8)!).

Le oscillazioni del cursore

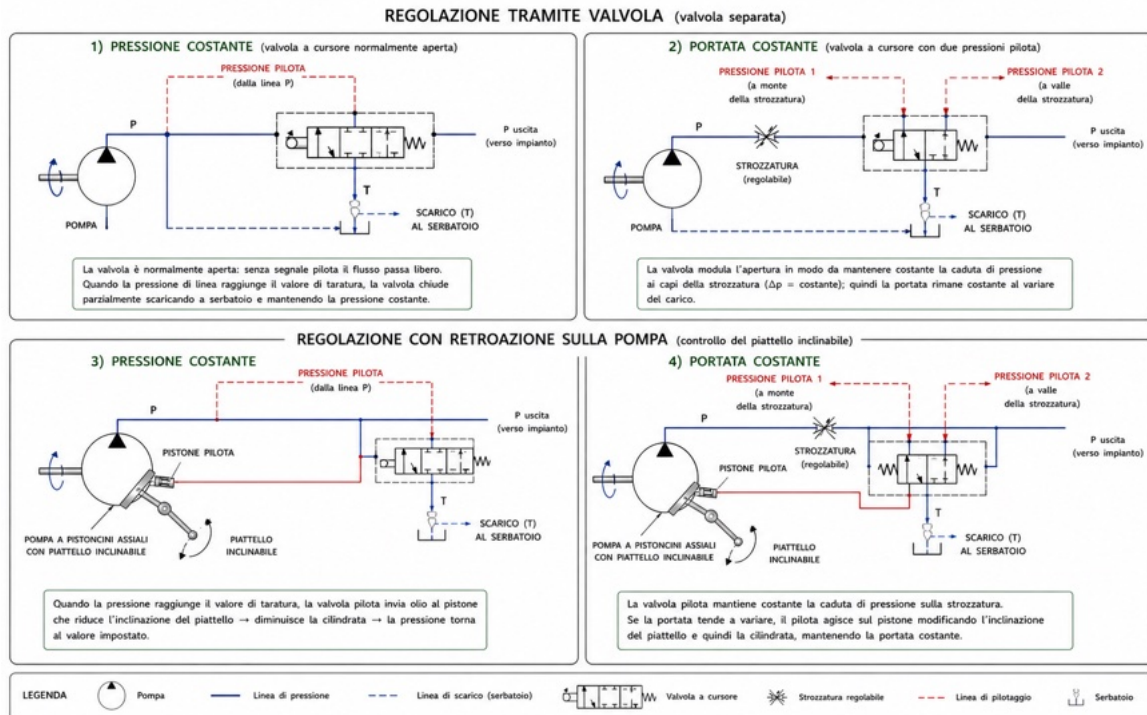
Un cursore in equilibrio dinamico può oscillare. Si smorzano le oscillazioni sfruttando le *perdite di carico distribuite* lungo il condotto della pressione pilota, o aggiungendo apposta una perdita concentrata. Il fluido, qui, fa da ammortizzatore di se stesso.

4.4.2 Regolazione tramite retroazione sulla pompa

Le pompe a pistoncini consentono le pressioni più alte e possono essere realizzate a *cilindrata variabile*. Se la variazione di cilindrata è comandata da una misura della pressione, la pompa stessa si autoregola.

Nel caso a *pressione costante*: a valle della pompa si deriva una linea che porta la pressione pilota a un piccolo cilindro con pistone mobile; il pistone si equilibra fra reazione della molla e pressione dell'impianto, ed è collegato al **piattello** della pompa. Il piattello viene inclinato quel tanto che serve a realizzare la portata — e quindi la pressione — richiesta. A piattello dritto (0°) la corsa dei pistoncini è nulla e la portata pure; all'inclinazione massima (circa 30°) la portata è massima.

Nel caso a *portata costante* il trucco è lo stesso della valvola regolatrice di portata: il segnale di portata si traduce in pressione tramite una perdita di carico concentrata.



Esercizio svolto 4.3 – Quanto costa regolare con la valvola?

Una pompa a cilindrata *fissa* eroga sempre $Q_{\max} = 25 \text{ L/min}$ a 21 MPa . In una certa fase di volo le utenze chiedono solo $Q = 8 \text{ L/min}$. Confrontiamo la potenza assorbita con regolazione a valvola e con regolazione retroazionata sulla pompa.

Fase 1 – Regolazione a valvola

La pompa elabora comunque $Q_{\max}$; l'eccesso (17 L/min) viene spillato dalla valvola e rimandato al serbatoio. La potenza idraulica assorbita è quella dell'intera portata:

$$W_{\text{valvola}} = Q_{\max} \Delta p = \frac{25 \cdot 10^{-3}}{60} \cdot 21 \cdot 10^6 \simeq 8,75 \text{ kW}.$$

Fase 2 – Regolazione retroazionata

Il piattello si raddrizza finché la pompa eroga esattamente Q :

$$W_{\text{retro}} = Q \Delta p = \frac{8 \cdot 10^{-3}}{60} \cdot 21 \cdot 10^6 \simeq 2,80 \text{ kW}.$$

Fase 3 – Lo spreco

$$\Delta W = 8,75 - 2,80 = 5,95 \text{ kW}, \quad \frac{\Delta W}{W_{\text{valvola}}} = 1 - \frac{8}{25} = 68 \%.$$

Risultato

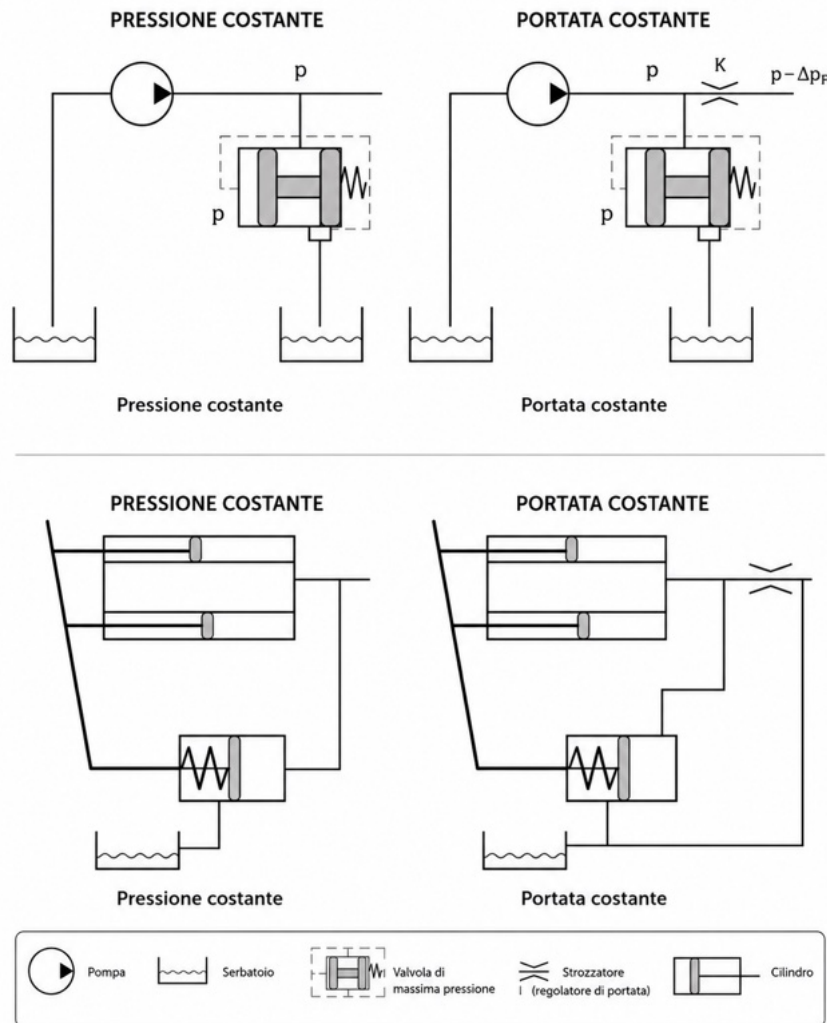
La regolazione a valvola brucia 5,95 kW — il 68 % della potenza — per scaldare l'olio. Sono 5,95 kW sottratti al motore e, per giunta, un carico termico che il serbatoio (o uno scambiatore) deve smaltire. Il metodo retroazionato è *molto* più efficiente, anche se richiede macchine più complesse e costose. Perché allora esiste ancora l'altro? Perché la regolazione a valvola è *più pronta*: avendo inerzie minori, ha transitori più brevi quando le utenze attaccano e staccano. A bordo si sceglie il retroazionato, e ai transitori pensa l'accumulatore (§4.8).

4.5 Le valvole

Le valvole controllano il circuito e permettono di introdurre i comandi degli attuatori. Le principali sono otto; le regolatrici di pressione le abbiamo già viste.

4.5.1 Valvola distributrice di comando

Riceve un comando dall'esterno e, in base ad esso, collega in vari modi le tubazioni che vi arrivano. Si caratterizza per il **numero di vie** (le tubazioni collegate) e il **numero di posizioni**. Il tipo classico è la valvola *assiale a cassetto* a 4 vie e 3 posizioni (alimentazione, scarico, due vie di mandata al martinetto); esiste anche il distributore rotativo. Il comando può essere manuale, idraulico, pneumatico o elettromagnetico (**elettrovalvole**, con solenoide alle estremità del cursore).



4.5.2 Valvola di non ritorno

Consente il flusso in un solo senso: intercetta i flussi d'olio in direzioni indesiderate. È un cursore (o una sfera) tenuto in sede da una molla a *bassa rigidezza*. Se l'olio arriva dal verso giusto vince la molla e passa; dal verso opposto, la sua stessa pressione si somma alla molla e tiene chiuso. Esistono valvole di non ritorno *disattivabili* mediante una pressione pilota che sposta il cursore dalla posizione di chiuso.

4.5.3 Valvola di sicurezza

Interviene automaticamente per proteggere l'impianto dalle sovrappressioni. Somiglia a una valvola di non ritorno, ma non è in linea: è *derivata*, e scarica al serbatoio la portata in eccesso, riducendo la pressione. Si tara su valori del **da 20 % a 40 %** superiori al nominale (per un impianto a 21 MPa: fra 25 MPa e 29 MPa), comunque ben al di sotto dei valori limite.

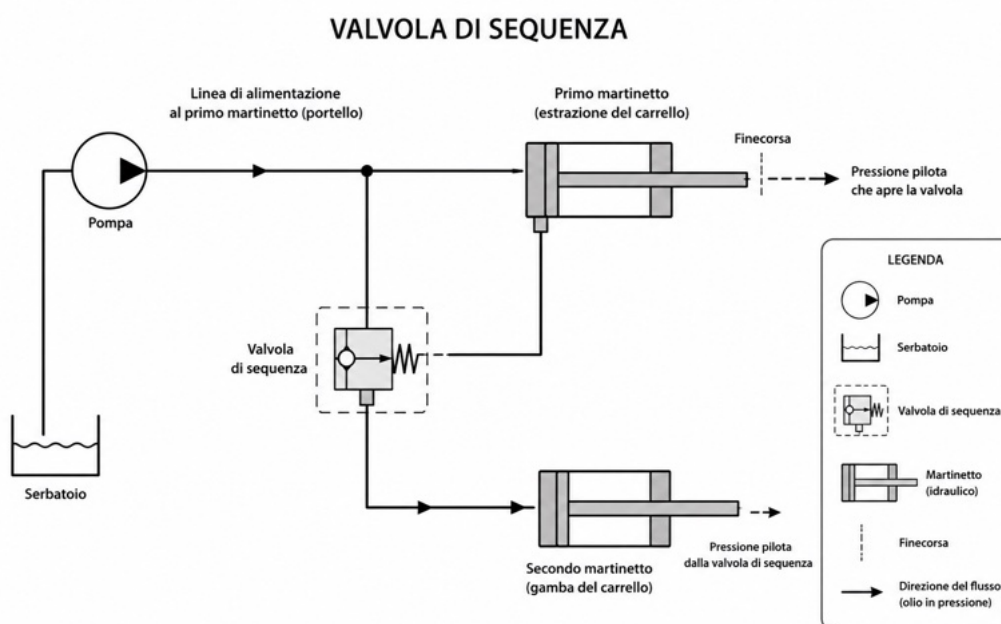
Perché una valvola di sicurezza può “cantare”

Quando inizia a scaricare, il cursore si sposta: ciò aumenta la forza di contrasto della molla e fa calare la pressione, in parte per il rilassamento dell'impianto, in parte perché il fluido, *accelerando* attraverso l'orifizio, perde pressione (conservazione dell'energia: Bernoulli!).

Il cursore allora si richiude, la pressione risale, e il ciclo si ripete: nasce un'*oscillazione* autosostenuta. Per questo le valvole di sicurezza si realizzano con geometrie particolari che disaccoppiano la forza sul cursore dalla velocità del getto.

4.5.4 Valvola di sequenza

Comanda la sequenza di due o più manovre — il caso da manuale è l'estrazione del carrello, che deve avvenire *dopo* l'apertura del portello. È idraulicamente analoga alla valvola di sicurezza a cassetto, ma invece di scaricare al serbatoio *alimenta un'altra manovra*. Il funzionamento è ingegnoso: quando il primo martinetto raggiunge il finecorsa, la portata si annulla e la pressione nell'impianto tende a salire; questo aumento pilota l'apertura della valvola di sequenza, che alimenta il secondo martinetto. *È la pressione stessa a raccontare all'impianto che la prima manovra è finita.*

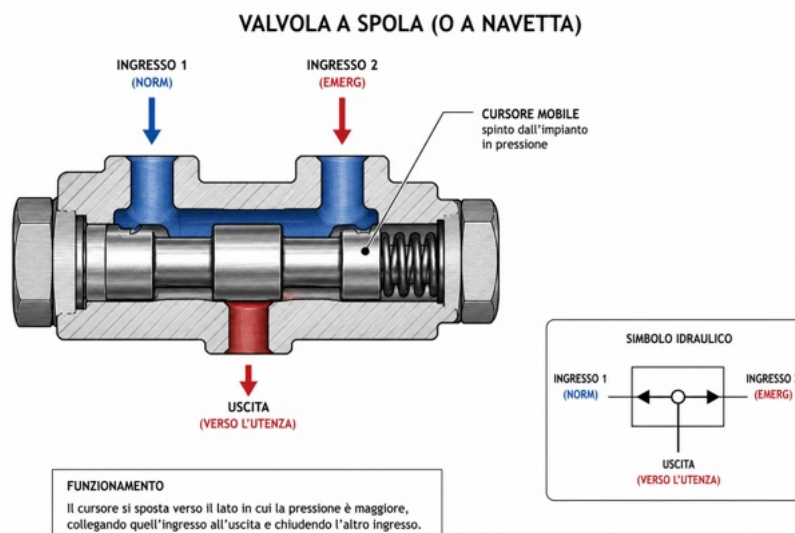


4.5.5 Valvola riduttrice di pressione

Serve alle utenze che richiedono una pressione *minore* di quella nominale dell'impianto. Il cursore, contrastato dalla solita molla regolabile, sente come pressione pilota quella dell'utenza a valle e trova una posizione di equilibrio che strozza più o meno l'alimentazione.

4.5.6 Valvola a spola (o a navetta)

Si installa a monte delle utenze alimentabili da *due* circuiti idraulici diversi — tipicamente quello di servizio e quello di emergenza. Il cursore “sente” quale impianto è in pressione e gli permette di alimentare l'utenza *senza scaricare nell'altro impianto*. Un compito analogo lo svolge una coppia di valvole di non ritorno. È il componente che rende operativa la ridondanza del §4.2.



4.5.7 Valvola di esclusione

Una valvola a saracinesca o a sfera, azionata da un motore elettrico o tramite cavi, che chiude l'ingresso alla pompa idraulica. È un dispositivo di **emergenza**: si usa in caso di incendio per ridurre la quantità di olio in circolazione (cap. 10).

4.6 Le servovalvole

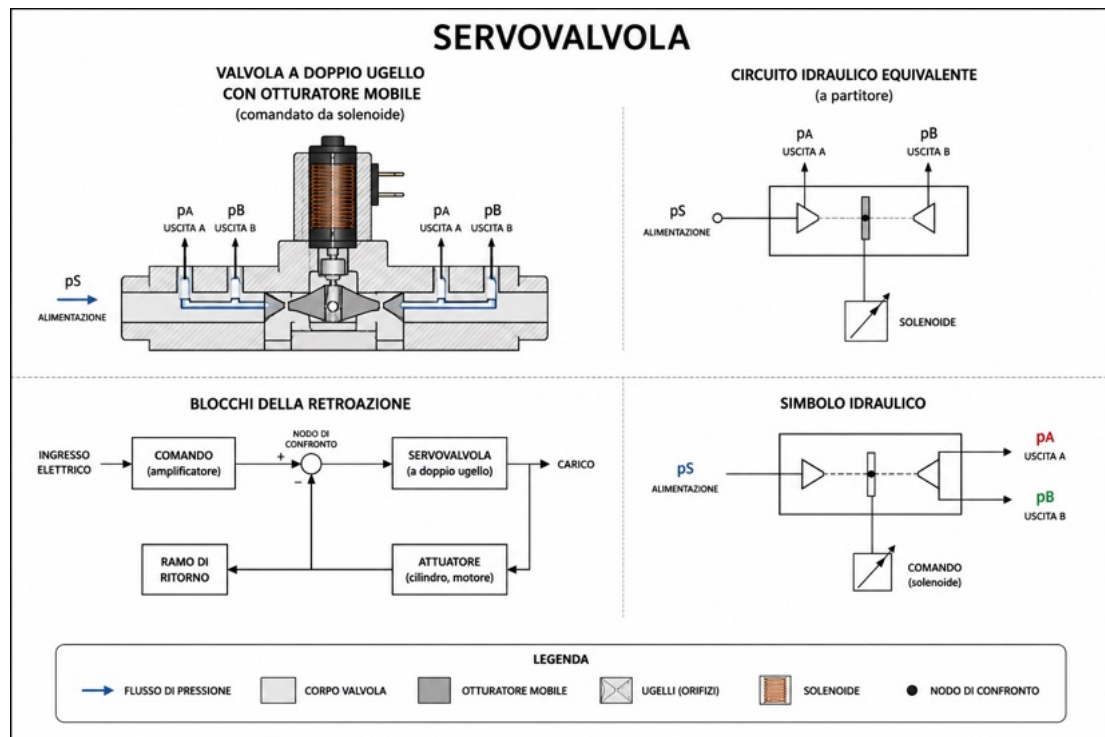
Le valvole viste finora sono essenzialmente *on/off* o a taratura fissa. Le **servovalvole** sono invece valvole *proporzionali*: variano in modo continuo pressioni o portate proporzionalmente a un segnale d'ingresso. Sono la porta d'accesso ai comandi di volo *fly-by-wire*.

Sono in genere sistemi a **due stadi**: uno a bassa potenza (la *valvola pilota*) genera una differenza di pressione capace di pilotare una valvola principale di alta potenza. Il vantaggio è evidente: basta un segnale d'ingresso di *bassa potenza* — tipicamente elettrico, tradotto in spostamento da un solenoide — per governare potenze idrauliche elevate.

Lo schema classico della valvola pilota è quello a **doppio ugello con otturatore mobile**: due ugelli alimentati alla stessa pressione p_S ; l'otturatore, spostandosi verso l'uno o verso l'altro, ne ostacola l'efflusso e sbilancia le due pressioni p_A e p_B , che comandano il cassetto della valvola principale. Con α parametro adimensionale (prossimo a 0,5 a otturatore centrato) che descrive il grado di otturazione, e K_1 , K_2 i coefficienti di perdita concentrata dei rami:

$$p_A = \frac{\alpha K_2 p_S + K_1 p_0}{K_1 + \alpha K_2}, \quad p_B = \frac{(1 - \alpha) K_2 p_S + K_1 p_0}{K_1 + (1 - \alpha) K_2}, \quad (4.6)$$

uguali per $\alpha = 0,5$, cioè a otturatore in mezzo. Si noti che il modello usa esattamente la $\Delta p = KQ^2$ delle perdite concentrate ((3.8)) e l'analogia elettrica: la servovalvola è un *partitore* idraulico pilotato.



Al sistema si aggiunge spesso un **circuito di controreazione**: un segnale proporzionale all'uscita della valvola principale torna all'ingresso della valvola pilota, dove viene confrontato con il segnale di comando. Con il nome "servovalvola" si indica comunemente tutto il gruppo — organo di comando, valvola pilota, valvola principale, anello di retroazione — che, miniaturizzato, diventa leggero e poco ingombrante.

4.7 Attuatori: martinetti e motori idraulici

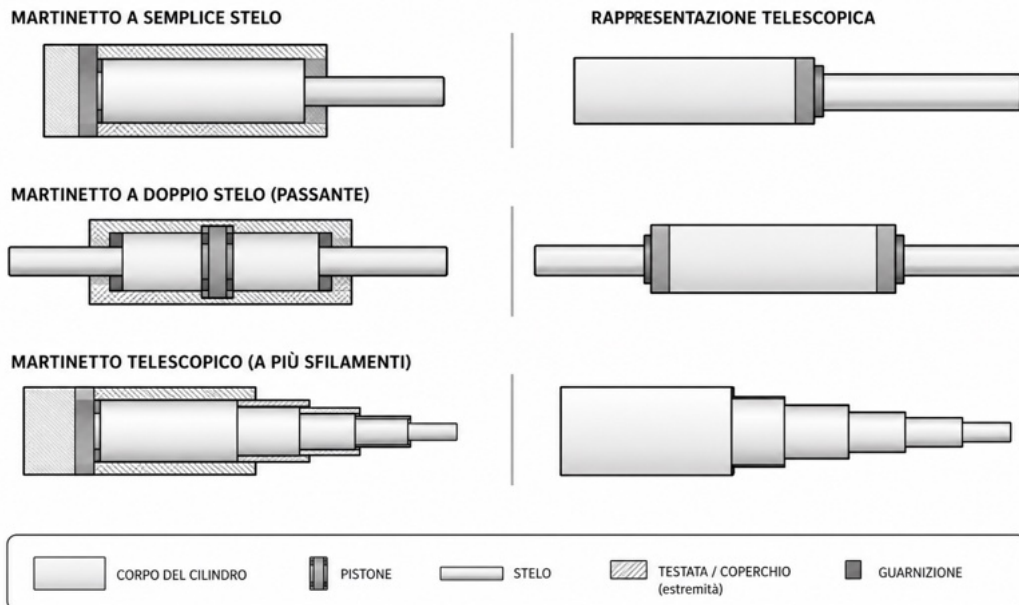
4.7.1 I martinetti

Il martinetto, o cilindro idraulico, è il motore più semplice a un solo corpo attuatore. Le varianti funzionali:

- a **semplice** o **doppio effetto**, secondo che il fluido provveda allo spostamento in un solo senso o in entrambi (§3.4);
- a **singolo** o **doppio stelo**; lo stelo può essere semplice o passante (col doppio stelo le aree delle due camere sono uguali, e uguali le forze nei due versi);
- l'**ancoraggio** può essere sullo stelo o sul corpo cilindrico;
- il **telescopico** permette corse elevate con ingombri minimi.

I martinetti realizzano con grande facilità comandi rettilinei con qualsiasi legge di moto, senza cinematismi complicati. Attenzione però: *sostengono solo carichi assiali* — ogni carico trasversale va scaricato altrove.

TIPI DI MARTINETTI



4.7.2 I motori idraulici

Sono, in sostanza, *pompe fatte funzionare al contrario*: si fornisce loro una portata, che si traduce nel moto rotatorio di un albero. Si dividono in **lenti** (da 30 rpm a 300 rpm) e **veloci** (da 300 rpm a 3000 rpm). Esistono motori a pistoni radiali o assiali, a palette, a ingranaggi, e i *semirotativi* (la pressione aziona un pistoncino che ingrana su una ruota dentata: brevi escursioni, coppie elevate). In campo aerospaziale si usano soprattutto i motori a pistoncini e quelli a ingranaggi.

Pompa e motore: i rendimenti si scambiano

Il metodo di calcolo è analogo a quello delle pompe, con la differenza che *i rendimenti passano dall'altro membro*. Per la pompa il motore deve fornire più coppia di quella teorica ($C_R = C_T / \eta_G$, (4.2)); per il motore idraulico la coppia resa è *minore* di quella teorica: $C_R = \eta_G C_T = \eta_G Q \Delta p / \omega$. In entrambi i casi le perdite si pagano; cambia solo il verso del flusso di potenza.

4.8 Gli accumulatori

L'accumulatore idraulico è un dispositivo posto *in parallelo* sulla linea, capace di immagazzinare energia e di restituirla sotto forma di olio in pressione. Le funzioni sono quattro:

1. **fornire una limitata quantità di fluido in pressione** alle utenze quando le pompe non funzionano, cioè in *emergenza*. Questi accumulatori si pongono *vicino all'utenza* da azionare, per evitare eccessive perdite di carico, e sono protetti da valvole di non ritorno che impediscono di disperdere energia verso altre utenze;
2. **mantenere pressurizzato il circuito**, aiutando le pompe nei momenti di maggiore richiesta;
3. **assorbire le irregolarità di pressione** dovute all'attivazione e disattivazione delle utenze (i sistemi di regolazione hanno transitori) e al funzionamento *pulsante* delle pompe ((4.4));

qui l'analogia col *volano* di un sistema meccanico è immediata, e l'accumulatore si colloca poco a valle della pompa;

4. assorbire i colpi d'ariete.

Esistono usi meno comuni: sull'AMX un accumulatore, rimasto in pressione dopo lo spegnimento dell'impianto, alimenta un motore idraulico per avviare la turbinetta APU — al posto del classico sistema batteria-motore elettrico. È evidente che il numero di accumulatori a bordo può non essere piccolo.

4.8.1 I tre tipi di accumulatore

A peso: un pistone pesante genera la pressione, che risulta perciò *costante* — sarebbe l'ideale. Ma nemmeno con i materiali più densi si raggiungono 21 MPa in spazi contenuti: non si impiega a bordo (trova posto a terra, nei gasometri, a pressioni modeste).

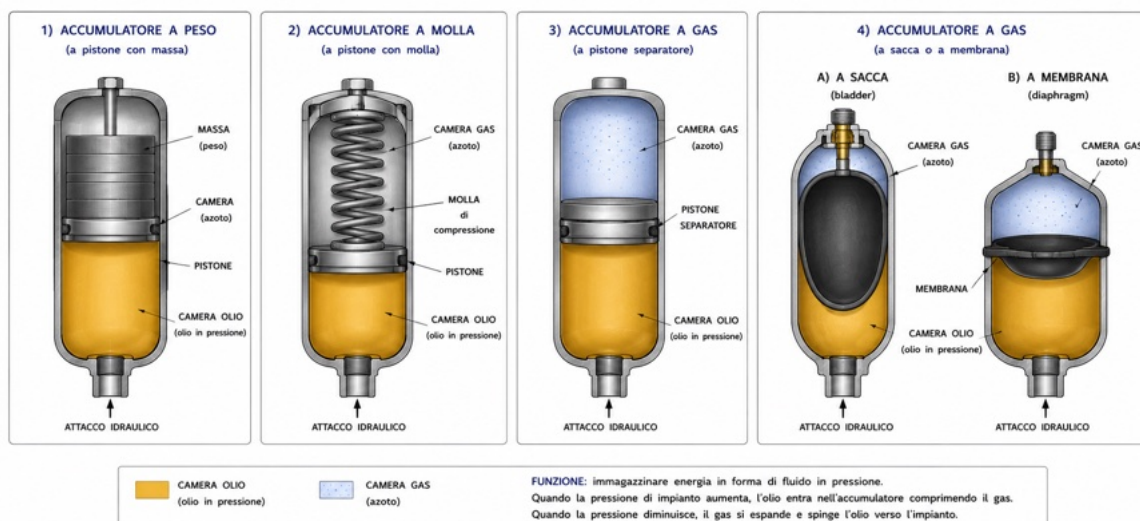
A molla: un pistone su cui agisce una molla compressa. Se V è il volume d'olio introdotto, F_0 il precarico, K la rigidezza e A l'area del pistone, la pressione cresce *linearmente*:

$$p = \frac{F_0}{A} + \frac{K}{A^2} V. \quad (4.7)$$

Raramente usato a bordo perché più pesante di quello a gas.

A gas: il più diffuso. Si usa **azoto**, perché inerte ed economico. Ne esistono le versioni a *pelo libero*, a *pistone*, a *sacca* e a *membrana*.

TIPI DI ACCUMULATORI IDRAULICI



Si usa l'azoto, non l'aria

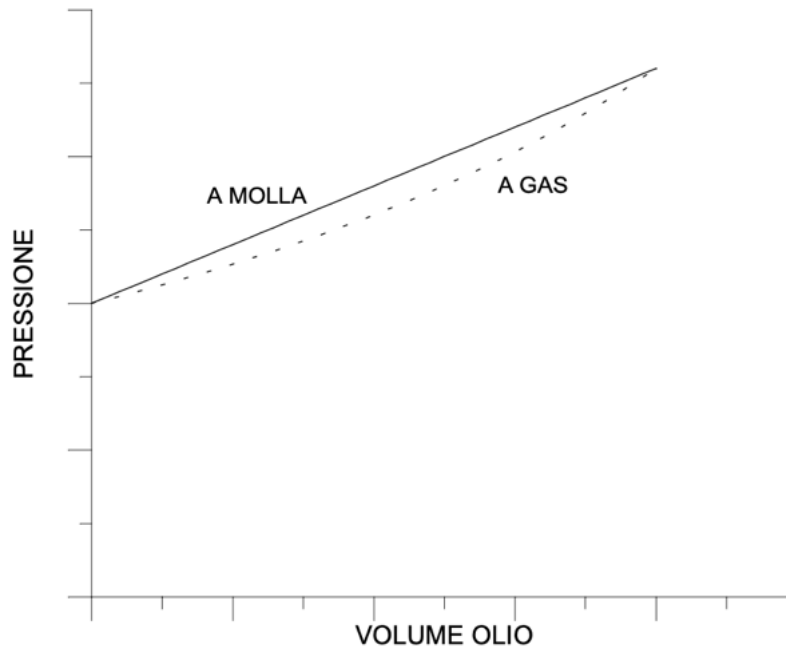
Nell'accumulatore — come negli ammortizzatori del carrello e nel gonfiaggio dei pneumatici (cap. 11) — si usa azoto e non aria compressa: è inerte, non alimenta combustioni e non introduce umidità (quindi né ossidazione né ghiaccio). Notate la coerenza col capitolo precedente: qui il gas comprimibile *serve proprio perché* accumula energia — ma confinato in un contenitore progettato apposta, non distribuito lungo tutto l'impianto.

4.8.2 La legge dell'accumulatore a gas

Consideriamo, per semplicità, quello a pistone (la trattazione è analoga negli altri). Siano V_0 il volume del gas ad accumulatore *scarico* (pari al volume totale dell'accumulatore) e p_0 la relativa pressione di *precarica*. Quando si introduce un volume d'olio V , il gas subisce una trasformazione **politropica** e la pressione diventa

$$p = p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - V} \right)^\gamma, \quad (4.8)$$

dove γ è l'esponente della politropica: $\gamma = 1,4$ per l'adiabatica (trasformazione *veloce*) e $\gamma = 1$ per l'isoterma (trasformazione *lenta*).



Confrontando sul piano p - V le curve di carica dei due tipi, a parità di condizioni iniziali e finali, si osserva che l'energia assorbita — e quindi erogabile — dall'accumulatore *a molla* è maggiore; nonostante ciò, il peso lo rende meno adeguato del sistema a gas.

4.8.3 Il dimensionamento

Nella pratica si adotta un'ipotesi asimmetrica e realistica: la **carica** avviene *lentamente* (isoterma, $\gamma = 1$), perché di solito è seguita da un periodo di inutilizzo dell'accumulatore carico; la **scarica**, invece, avviene *rapidamente* (adiabatica, $\gamma = 1,4$), perché serve ad azionare un'utenza in emergenza.

Detti V_T il volume totale, p_P la pressione di precarica, p_M e p_m le pressioni massima e minima di lavoro, e V_U il volume d'olio da erogare:

$$\text{carica isoterma: } V_M = V_T \frac{p_P}{p_M} \quad (4.9)$$

$$\text{scarica adiabatica: } V_m = V_M \left(\frac{p_M}{p_m} \right)^{1/\gamma} \quad (4.10)$$

$$\text{olio utile: } V_U = V_m - V_M = V_T \frac{p_P}{p_M} \left[\left(\frac{p_M}{p_m} \right)^{1/\gamma} - 1 \right], \quad (4.11)$$

da cui il volume totale richiesto:

$$V_T = \frac{V_U}{\frac{p_P}{p_M} \left[\left(\frac{p_M}{p_m} \right)^{1/\gamma} - 1 \right]} \quad (4.12)$$

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

Esercizio svolto 4.4 – Dimensionare un accumulatore di emergenza

Un accumulatore deve erogare $V_U = 1,0$ L di olio per una frenata di emergenza. L'impianto lavora a $p_M = 21$ MPa; le utenze richiedono almeno $p_m = 14$ MPa; l'azoto è precaricato a $p_P = 10$ MPa. Dimensionare l'accumulatore.

Ipotesi

Carica isoterma ($\gamma = 1$: l'accumulatore si carica lentamente e resta poi a riposo); scarica adiabatica ($\gamma = 1,4$: la frenata è rapida).

Fase 1 – Il volume teorico

Dalla (4.12), con $(p_M/p_m)^{1/1,4} = 1,5^{0,714} \simeq 1,336$ e $p_P/p_M = 10/21 \simeq 0,476$:

$$V_T = \frac{1,0}{0,476 \cdot (1,336 - 1)} = \frac{1,0}{0,160} \simeq 6,25 \text{ L.}$$

Fase 2 – La maggiorazione e la scelta commerciale

Maggiorando del 30 %: $V_T = 6,25 \cdot 1,30 \simeq 8,1$ L. Adottiamo la taglia commerciale immediatamente superiore, $V_T = 10$ L (*prima* si arrotonda, *poi* si verifica).

Fase 3 – Verifica

Con $V_T = 10$ L, dalla (4.9) $V_M = 10 \cdot 0,476 = 4,76$ L di azoto a 21 MPa; dalla (4.10) $V_m = 4,76 \cdot 1,336 \simeq 6,36$ L. L'olio utile vale

$$V_U = 6,36 - 4,76 \simeq 1,60 \text{ L} \geq 1,0 \text{ L.} \quad \checkmark$$

Risultato

Servono 10 L di accumulatore per erogare 1 L di olio utile: un rapporto 10:1 che sorprende solo chi non ha fatto il conto. Due lezioni. La prima: se la scarica fosse *lenta* (isoterma), lo stesso accumulatore renderebbe $V_M (p_M/p_m - 1) \simeq 2,4$ L di olio, il 50 % in più — la scarica rapida raffredda il gas e ne riduce l'espansione. La seconda: l'accumulatore *non* è una riserva di energia paragonabile a una batteria; è una riserva per *qualche* manovra, e soprattutto un ammortizzatore delle pulsazioni di pressione.

4.9 I serbatoi

Un impianto può avere uno o più serbatoi, necessari — oltre che per il normale contenimento del liquido — per:

- permettere la **separazione del gas** eventualmente in sospensione (le bollicine e la schiuma alterano radicalmente le caratteristiche del liquido, e la comprimibilità effettiva: §3.5.2);
- assorbire le **variazioni di volume** del liquido dovute a salti termici, alle quantità assorbite e rifornite dalle utenze e ai trafilementi;
- **dissipare calore** (se non basta, si aggiungono scambiatori che usano come refrigerante l'aria esterna o il combustibile).



Gli elementi principali:

- un **bocchettone di rifornimento**, con filtro per le impurità più grossolane;
- una **finestrella di controllo del livello**;
- una **sonda di livello** con trasduttore — non sempre presente: se si ha una perdita d'olio la pressione dell'impianto diminuisce istantaneamente, sicché è più utile un *manometro sulla linea* con rinvio in cabina del segnale di pressione;
- una **linea di mandata alle pompe dell'impianto principale**, il cui pescaggio *non* avviene sul fondo, per non aspirare le impurità sfuggite alla filtrazione e per lasciare una riserva alla mandata ausiliaria;
- una **linea di mandata alle pompe ausiliarie**, che invece pesca dal fondo;
- un **filtro** per depurare il fluido di ritorno;
- una o più **linee di ritorno** dalle utenze e dai drenaggi, connesse tangenzialmente al serbatoio, o sotto il pelo libero, o comunque con accorgimenti che riducano il gorgogliamento e la formazione di schiuma.

Il pescaggio a due quote: un'idea semplice e potente

Che la mandata principale peschi *sopra* il fondo e quella ausiliaria *dal* fondo non è un dettaglio: significa che, esaurita o contaminata la riserva “alta”, l'impianto di emergenza dispone ancora di tutto l'olio residuo. È ridondanza ottenuta con la sola geometria, a costo zero.

La pressurizzazione. I serbatoi sono in genere **pressurizzati**, per assicurare alla pompa un liquido che non sia prossimo alla pressione di *cavitazione* — rischio che cresce con la quota, dove la pressione ambiente cala. Talvolta si pressurizza con aria spillata e depurata dall'impianto pneumatico; talaltra si sfrutta la stessa pressione dell'impianto idraulico con un sistema di riduzione. La pressione nei serbatoi è di qualche bar.

4.10 I filtri

I filtri eliminano le impurità solide contenute nell'olio in circolazione: risultato dell'usura delle parti mobili o di contaminazioni. Queste impurità possono danneggiare **pompe** e **servovalvole** (i martinetti, con le loro grosse tolleranze, sono assai meno sensibili). La scelta del filtro dipende dalla tolleranza alle impurità dell'impianto, dalla viscosità del fluido e dalla massima caduta di pressione ammissibile.

- Filtri in **fogli porosi di cellulosa ondulata**: molta superficie filtrante in poco volume (perdite di carico ridotte); identificati dal diametro in micron delle particelle trattenute.
- Filtri a **cartuccia metallica**, di impiego tipicamente aerospaziale: identificati dal numero di maglie per pollice lineare; filtrano impurità comprese fra $5\mu\text{m}$ e $50\mu\text{m}$, secondo le tolleranze degli organi da proteggere. Esistono filtri micrometrici a più strati di cellulosa trattata che drenano particelle da $3\mu\text{m}$.

Dove metterli?

A monte della pompa: protegge benissimo la pompa dai contaminanti, ma induce una forte caduta di pressione *proprio prima* della pompa — il che impone tubazioni di alimentazione di grosso calibro (e avvicina la pompa alla cavitazione!).

Sul circuito di ritorno, prima del serbatoio: le perdite di carico qui non sono dannose, e l'olio viene filtrato dopo il ciclo di lavoro.

Si realizza in genere una **linea di by-pass** che si attiva se il filtro si intasa (fra “olio sporco” e “niente olio ai comandi di volo”, si sceglie il male minore) e si usano **indicatori di intasamento** basati sulla differenza di pressione a cavallo del filtro, che scattano quando questa supera un valore prefissato.

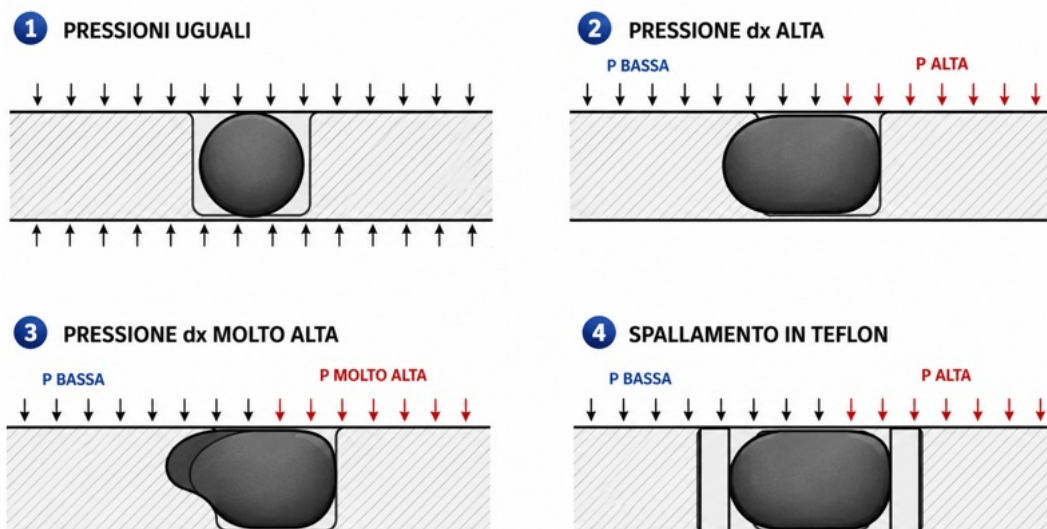
4.11 Guarnizioni e tubazioni

4.11.1 Le guarnizioni

Servono a ridurre i trafileamenti là dove è lasciato un gioco fra parti in movimento (cilindro e pistone di un martinetto), gioco necessario per evitare l'usura. Sono in gomma; le più comuni sono le **rotonde ad anello** (O-ring), inserite in apposite scanalature. Il comportamento sotto pressione è istruttivo:

1. a riposo (pressioni uguali sui due lati) l'anello ha sezione circolare;
2. all'aumentare della pressione da un lato, l'anello viene spinto e *deformato* contro la scanalatura, realizzando un'ottima tenuta — la pressione stessa aiuta a tenere;
3. se la pressione aumenta *troppo*, la gomma viene **estrusa** nell'interstizio fra le due superfici in movimento, e si usura rapidamente.

Per evitare l'estrusione si introducono **anelli laterali di spallamento in teflon**.



Ecco chiuso il cerchio aperto nel §4.2.3: uno dei tre limiti alla pressione di alimentazione è proprio la tenuta delle guarnizioni. Alzare la pressione conviene per il peso, ma oltre un certo punto la gomma comincia a estrudersi — e si passa dal risparmio di peso alla manutenzione continua.

4.11.2 Le tubazioni

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 in *tubo flessibile* se devono seguire il movimento di un organo. Devono avere sezione adeguata al flusso, essere il più possibile rettilinee e, nei cambiamenti di direzione, avere ampi raggi di curvatura (le perdite concentrate, (3.8), non perdonano). Dimensioni e materiali di tubi e raccordi sono normalizzati (norme MIL).

La scelta del diametro è un compromesso fra *peso* ed *entità delle perdite di carico*. I valori indicativi delle velocità:

Linea	Velocità [m/s]
aspirazione	1,2
mandata	5,0
ritorno	2,5

Esercizio svolto 4.5 – Dimensionare le tubazioni

Per l'impianto della pompa dell'esercizio 3.5.3 ($Q = 20 \text{ L/min} = 3,33 \times 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}$) dimensionare i diametri delle linee di aspirazione, mandata e ritorno.

Fase 1 – Dalla continuità al diametro

Dalla (3.2), $A = Q/v$, e $d = \sqrt{4A/\pi}$:

Linea	v [m/s]	A [mm ²]	d [mm]
aspirazione	1,2	277,8	18,8
mandata	5,0	66,7	9,2
ritorno	2,5	133,3	13,0

Fase 2 – Diametri commerciali e verifica

Adottiamo i diametri commerciali immediatamente superiori e verifichiamo che le velocità restino sotto i valori raccomandati:

Linea	d commerciale [mm]	v effettiva [m/s]
aspirazione	20	1,06 < 1,2 ✓
mandata	10	4,24 < 5,0 ✓
ritorno	14	2,17 < 2,5 ✓

Risultato

Tre linee, tre diametri diversi per la *stessa* portata. Il perché è tutto fisico: nell'**aspirazione** la velocità dev'essere bassa perché le perdite di carico si sottrarrebbero alla già modesta pressione all'ingresso pompa, portandola sotto la tensione di vapore (*cavitazione*): il tubo è grosso. Nella **mandata** l'olio è a 21 MPa e qualche decina di kPa di perdita è irrilevante: si può correre, e il tubo è sottile e leggero (ed è quello che deve resistere alla pressione, quindi tanto meglio se ha diametro piccolo!). Il **ritorno** sta in mezzo. Il dimensionamento delle tubazioni è un piccolo capolavoro di compromessi, e si legge tutto in questa tabella.

L'impianto oleodinamico muove. Ma a bordo esiste un secondo fluido in pressione, che non muove quasi nulla e serve a tutt'altro: aria calda in grande quantità, spillata dai compressori dei motori. È l'impianto pneumatico, e i suoi due grandi clienti sono l'antighiaccio e la pressurizzazione della cabina.

Capitolo 5

L'impianto pneumatico

◉ Dove stiamo andando

Quando un velivolo ha motori a turbina, dispone gratuitamente di una risorsa preziosa: aria prelevata dal compressore, a pressione e temperatura elevate. Può quindi *pressurizzare* e *riscaldare*. In questo capitolo vediamo prima a che cosa serve quest'aria (l'elenco è lungo e sorprendente); poi come si *genera* — i due tipi di compressore, e soprattutto la tecnica dello **spillamento** a due prese, di bassa e alta pressione; come si *regola* un impianto che, come quello oleodinamico, vuole alimentazione a pressione (e temperatura) costante; e infine quali *attuatori* sopravvivono in pneumatica — pochissimi lineari, ma molte **turbinette**, che impareremo a dimensionare per l'avviamento dei motori.

5.1 Le utenze: a che cosa serve l'aria compressa

L'aria compressa spillata dal compressore si trova a valori elevati di pressione *e* di temperatura: può quindi essere impiegata sia per pressurizzare sia per riscaldare. Le utilizzazioni più comuni:

- **condizionamento e pressurizzazione** (cap. 7) — di gran lunga la maggiore in termini di portata;
- **antighiaccio** (cap. 6) e **sbrinamento**;
- **pressurizzazione dei serbatoi** di olio (§4.9), combustibile e acqua;
- **ventilazione dei serbatoi combustibile** (cap. 9);
- **gonfiaggio delle guarnizioni di tenuta** di portelloni e tettucci apribili;
- **avviamento dei motori**;
- **funzionamento di attuatori** (in casi limitati, come vedremo).

Ordini di grandezza dei consumi

Non tutte le utenze pesano allo stesso modo. Il *condizionamento e pressurizzazione* è la principale in termini di portata, e assorbe in continuazione. L'*antighiaccio* è usato sporadicamente e con basse portate. Sbrinamento, ventilazione e pressurizzazione serbatoi, gonfiaggio guarnizioni sono utenze di scarso consumo. L'*avviamento motori* è un caso a sé: forte consumo per un tempo limitato, e in condizioni in cui l'impianto è alimentato da terra o dall'APU — cioè quando i motori non stanno ancora spillando nulla.

5.2 La generazione

L'aria compressa può essere prodotta con due tipi di compressore.

Compressori volumetrici: comprimono una massa d'aria *riducendone il volume*, tipicamente con un sistema cilindro e pistone. La portata dipende dalla velocità di funzionamento, ma il *rapporto di compressione* è quasi indipendente da essa. Sono azionati da motori a scoppio, elettrici o idraulici.

Turbocompressori: comprimono l'aria *accelerandola* (radialmente nei centrifughi, assialmente negli assiali) per poi recuperare pressione rallentandola. Qui il rapporto di compressione *dipende* dalla velocità di funzionamento. Sono azionati da una turbina.

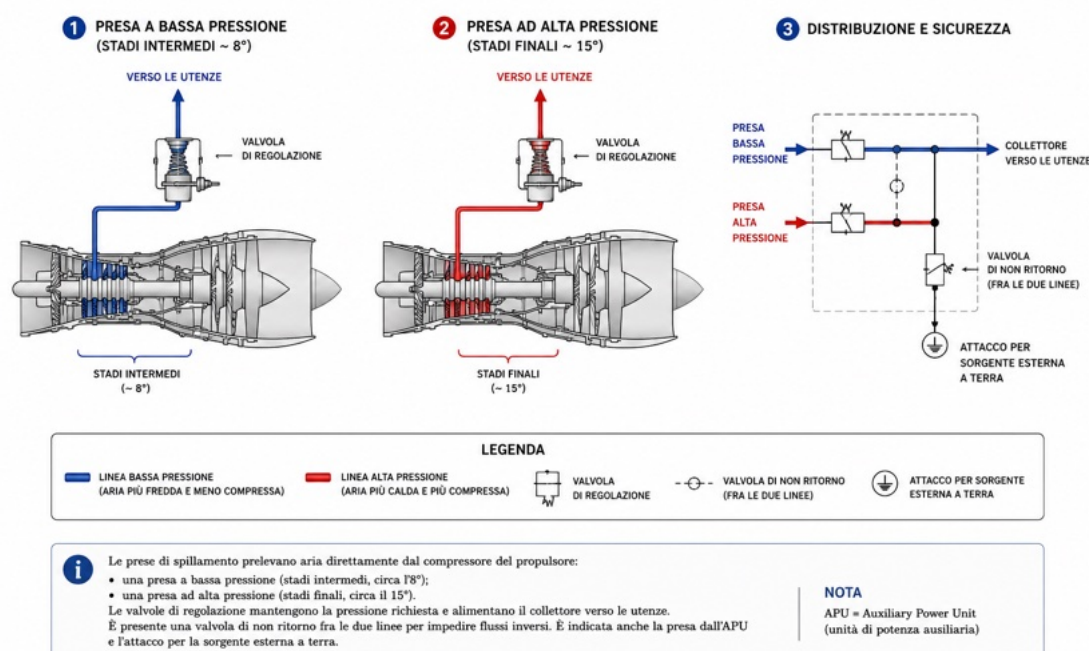
Volumetrico contro fluidodinamico: è esattamente la distinzione già incontrata fra le pompe (§4.3). Le macchine volumetriche *spostano* un volume, quasi incuranti della pressione a valle; quelle fluidodinamiche *accelerano* il fluido e ne convertono poi l'energia cinetica in pressione. Cambia il fluido, non il principio.

5.2.1 Lo spillamento (bleed air)

A bordo di velivoli con turbomotore, però, quasi nella totalità dei casi non si installa alcun compressore dedicato: si **spilla aria direttamente dal compressore del propulsore**. In genere si preleva da *due diversi stadi*, indicativamente attorno all'**ottavo** e attorno al **quindicesimo**, disponendo così di:

- una presa a **bassa pressione** (stadi intermedi);
- una presa ad **alta pressione** (stadi finali), dove l'aria è più calda e più compressa.

SCHEMA PNEUMATICO BLEED DI TURBOFAN



Perché due prese e non una? Per due motivi distinti.

Motivo aerodinamico. Non è consigliabile prelevare tutta l'aria da un unico punto del compressore, a meno di non ricorrere a forti variazioni della sezione: una presa concentrata perturberebbe il flusso interno.

Motivo prestazionale. 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 solo in caso di necessità — quando il motore è al minimo (e la bassa pressione non basta) e comunque **non durante le richieste di massima spinta**.

Esercizio svolto 5.1 – Poca portata, molta energia

Con questa tecnica si spilla dal compressore una percentuale *piccola* di portata — fra il 2 % e l'8 % — ottenendo però una quantità notevole di energia pneumatica: si arriva a pressioni di oltre 1 MPa con temperature dell'ordine delle centinaia di gradi centigradi. Quantifichiamolo. Un turbofan con portata al core $\dot{m}_{\text{core}} = 50 \text{ kg/s}$ spilla il 5 % di aria a 250°C . Quanta potenza termica mette a disposizione, rispetto all'ambiente a 15°C ?

Fase 1 – La portata spillata

$$\dot{m}_{\text{bleed}} = 0,05 \cdot 50 = 2,5 \text{ kg/s.}$$

Fase 2 – La potenza termica disponibile

Con $c_p = 1005 \text{ J/(kg K)}$ e $\Delta T = 250 - 15 = 235 \text{ K}$:

$$\dot{Q} = \dot{m} c_p \Delta T = 2,5 \cdot 1005 \cdot 235 \simeq 590 \text{ kW.}$$

Risultato

Il 5 % della portata mette a disposizione quasi 600 kW: un ordine di grandezza in più dei 10 kW di una pompa idraulica di bordo (esercizio 4.3.1). Ecco perché l'impianto pneumatico non serve a fare *forza* ma a trasportare *calore e portata*: è ricco di energia termica, povero di pressione. E si capisce anche perché lo spillamento va dosato con cura: ogni chilogrammo sottratto al ciclo è spinta e rendimento in meno.

5.2.2 L'APU e le sorgenti di terra

La percentuale di spillamento è molto superiore nell'**APU** (*Auxiliary Power Unit*), dove si arriva al da 70 % a 80 % — ma ottenendo all'incirca la *stessa* potenza pneumatica, data la bassa potenza dell'APU rispetto a quella di un propulsore.

Il paradosso dell'APU: 80 % contro 5 %

Sembra un'incongruenza, e invece è pura aritmetica. Un propulsore con $\dot{m}_{\text{core}} = 50 \text{ kg/s}$ che spilla il 5 % fornisce 2,5 kg/s. Un'APU con $\dot{m} \simeq 1,5 \text{ kg/s}$ che spilla l'80 % fornisce 1,2 kg/s: portate dello stesso ordine, e quindi potenza pneumatica confrontabile. La differenza è che per il propulsore quello 5 % è un *sacrificio* sulla spinta, mentre l'APU non ha altro scopo: è nata per quello.

L'APU fa dunque funzionare le utenze pneumatiche *a terra* (in particolare l'impianto di condizionamento) e fornisce l'aria compressa necessaria all'**avviamento dei propulsori**, quando

questi non dispongono di avviamento elettrico. Con velivolo parcheggiato è spesso prevista, in alternativa, una connessione per l'alimentazione da parte di una **macchina a terra** (*ground cart*).

5.3 La regolazione

Come per l'impianto idraulico, per il dimensionamento delle utenze è desiderabile che l'alimentazione sia fornita a **pressione (e temperatura) costante** al variare della portata. È la stessa filosofia del “potenziale costante” del §3.1 — con in più il controllo della temperatura, che qui è una grandezza di lavoro e non un effetto collaterale.

Si impiegano a tale scopo:

- **valvole regolatrici di pressione;**
- **scambiatori di calore**, in genere posti sulla linea dello spillamento di alta pressione.

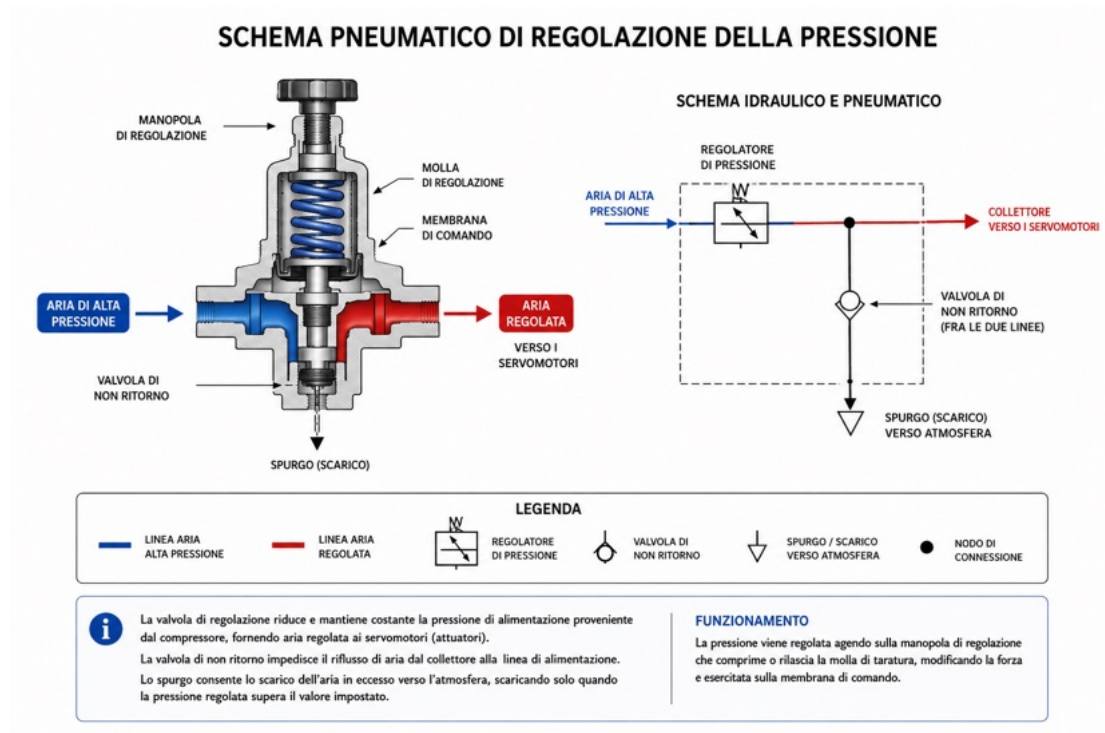
Gli scambiatori sono di solito *aria-aria*, con la portata dell'aria esterna regolata da una valvola in modo da controllare la temperatura. Il flusso del refrigerante è spesso ottenuto per *azione dinamica* (presa a impatto), ed è quindi efficace solo in volo; nel caso di **turbofan** — ormai la norma sui velivoli da trasporto — si sfrutta l'aria generata dalla *ventola* del propulsore, ottenendo una buona refrigerazione anche a velivolo fermo a terra.

5.3.1 Circuiti separati e alimentazione incrociata

Sempre in analogia con l'impianto idraulico, quello pneumatico è realizzato in **circuiti separati**: su un plurimotore ogni motore alimenta un circuito, oppure un motore viene lasciato a disposizione di qualsiasi circuito richieda un supplemento di alimentazione. Sono però previste **valvole di alimentazione incrociata** (*crossfeed valves*), che in caso di guasto di un gruppo di generazione consentono l'azionamento delle utenze più importanti — prima fra tutte l'**antighiaccio**.

5.3.2 Le valvole di protezione

Oltre alle ovvie **valvole di sovrappressione**, sono presenti **valvole di non ritorno fra lo spillamento di bassa pressione e quello di alta pressione**. La ragione è sottile e merita attenzione: se le utenze richiedessero poco e la valvola dello spillamento di alta pressione si aprisse erroneamente, si instaurerebbe un flusso *dall'alta verso la bassa* — cioè aria che rientra nel compressore a uno stadio precedente. Il risultato sarebbero irregolarità di funzionamento del compressore stesso, fino allo stallo. La valvola di non ritorno impedisce questo cortocircuito interno.



5.4 Gli attuatori pneumatici

5.4.1 Perché gli attuatori lineari sono scomparsi

Gli attuatori lineari (i martinetti pneumatici) *non sono più impiegati a bordo*. Le ragioni sono due, entrambe già emerse nei capitoli precedenti:

1. l'**elevata comprimibilità dell'aria** e la conseguente *imprecisione nel controllo proporzionale della posizione* dell'attuatore;
2. l'**ingombro e il peso** maggiori rispetto agli attuatori idraulici, a causa delle minori pressioni di esercizio (esercizio 3.4: il pistone pneumatico da 874 mm contro i 90 mm di quello oleodinamico).

Esercizio svolto 5.2 – Perché con l'aria non si controlla la posizione

Riprendiamo il modulo di comprimibilità (§3.5.2). Per un gas in trasformazione isoterma vale $\beta = p$: alla pressione dell'impianto pneumatico ($p \simeq 0,2 \text{ MPa}$) il modulo di comprimibilità dell'aria è, appunto, $0,2 \text{ MPa}$. Supponiamo che il carico sull'attuatore vari, facendo variare la pressione in camera di $\Delta p = 0,05 \text{ MPa}$. Di quanto si sposta il pistone?

Fase 1 – Il caso pneumatico

$$\frac{\Delta V}{V} = \frac{\Delta p}{\beta_{\text{aria}}} = \frac{0,05}{0,2} = 0,25 = 25 \%$$

Il volume della camera — e quindi la posizione dello stelo — varia del 25 % *a comando invariato*, solo perché è cambiato il carico.

Fase 2 – Il caso oleodinamico

Con $\beta_{\text{olio}} = 1500 \text{ MPa}$ e lo stesso Δp :

$$\frac{\Delta V}{V} = \frac{0,05}{1500} \simeq 3,3 \cdot 10^{-5} = 0,0033 \%$$

Risultato

L'attuatore pneumatico è una molla: cambia il carico, cambia la posizione, e di parecchio. Quello oleodinamico è praticamente rigido (quattro ordini di grandezza in meno). Ecco perché in pneumatica gli attuatori lineari sopravvissuti sono *a due posizioni* (tutto dentro o tutto fuori, contro i finecorsa meccanici): il controllo *proporzionale* è impossibile. Lo studio di questi sistemi binari si fa con l'*algebra di Boole*, o algebra logica — non con equazioni differenziali.

Uno dei rari impieghi sopravvissuti è l'attuazione degli **inversori di spinta**, dove un sistema oleodinamico sarebbe più difficile per via del *cimento termico* (l'olio, vicino ai gas di scarico, si degraderebbe).

Gli attuatori pneumatici hanno però anche dei **vantaggi**: minore robustezza necessaria, *assenza di una linea di ritorno* (l'aria si scarica in atmosfera), minore importanza del problema della tenuta (una perdita d'aria non sporca né corrode). Per questi motivi sopravvivono — e prosperano — gli attuatori *rotanti*.

5.4.2 Le turbinette

Gli attuatori rotanti pneumatici sono vere e proprie **turbine** in miniatura. Vengono impiegate:

- in situazioni di **emergenza**, per l'azionamento di generatori elettrici e pompe idrauliche (ricordate le quattro turbinette del Boeing 747, esercizio 4.2.1);
- in situazioni normali, per l'**avviamento dei turbomotori** — quando questi non siano di piccole dimensioni, nel qual caso conviene l'avviamento elettrico (§2.5.1: lo starter-generator).

L'equazione della turbina

Una turbina converte potenza pneumatica in potenza meccanica secondo:

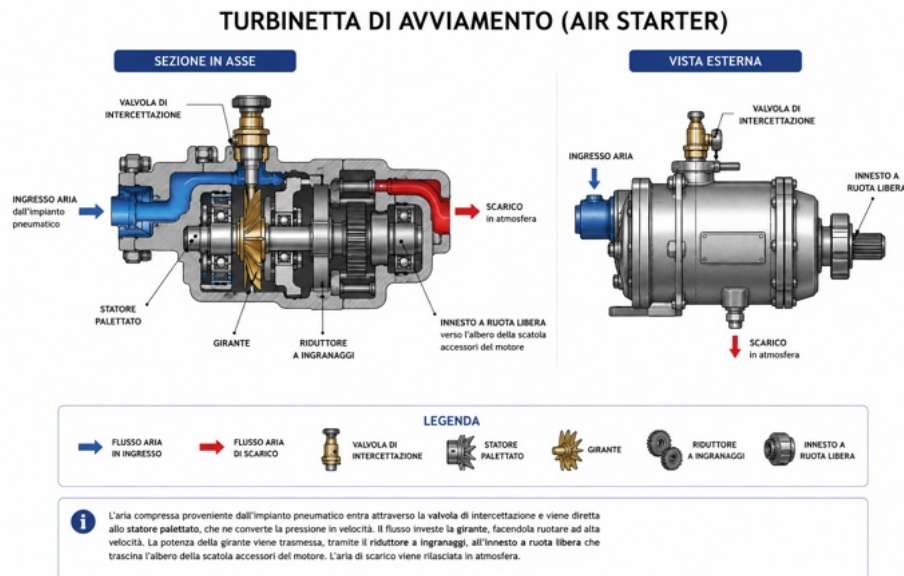
$$\dot{m} c_p (T_i - T_u) \eta = C \omega, \quad (5.1)$$

dove $\dot{m}$ è la portata d'aria in massa, c_p il calore specifico a pressione costante, T_i e T_u le temperature all'ingresso e all'uscita, η il rendimento, C la coppia all'asse e ω la velocità di rotazione.

Se l'espansione avviene fra valori noti di pressione (all'ingresso la pressione p_i dell'impianto, all'uscita la pressione atmosferica p_u), le due temperature sono legate dalla relazione dell'espansione isentropica:

$$\frac{T_u}{T_i} = \left(\frac{p_u}{p_i} \right)^{\frac{k-1}{k}}, \quad (5.2)$$

essendo $k = c_p/c_v$ il rapporto fra i calori specifici ($k \simeq 1,4$ per l'aria).



Esercizio svolto 5.3 – Dimensionare la turbina di avviamento

Un turbomotore va portato al regime di autosostentamento in $t = 30$ s. Il momento d'inerzia equivalente delle parti rotanti, ridotto all'albero della turbinetta, vale $J = 0,8 \text{ kg m}^2$; la velocità da raggiungere è $n = 12\,000 \text{ rpm}$; la coppia resistente media (compressione, attriti) è $C_{\text{res}} = 60 \text{ N m}$. L'aria arriva a $p_i = 300 \text{ kPa}$ e $T_i = 200^\circ\text{C}$, e scarica in atmosfera ($p_u = 101,3 \text{ kPa}$); il rendimento della turbina è $\eta = 0,75$. Quale portata d'aria serve?

Ipotesi

In fase di avviamento i generatori elettrici sono scaricati e le pompe idrauliche non sono in funzione: la coppia resistente è solo quella del compressore e degli attriti. Assumiamo coppia motrice netta costante (accelerazione uniforme) e valutiamo la potenza alla velocità media.

Fase 1 – La coppia netta richiesta

$\omega = 2\pi n/60 = 1\,257 \text{ rad/s}$. Dall'equazione del moto rotatorio $J\dot{\omega} = C_{\text{netta}}$, con accelerazione uniforme $\dot{\omega} = \omega/t$:

$$C_{\text{netta}} = \frac{J\omega}{t} = \frac{0,8 \cdot 1\,257}{30} \simeq 33,5 \text{ N m}.$$

Fase 2 – La coppia motrice

$$C = C_{\text{netta}} + C_{\text{res}} = 33,5 + 60 \simeq 93,5 \text{ N m}.$$

La potenza media (alla velocità media $\omega/2 = 628 \text{ rad/s}$):

$$W = C \frac{\omega}{2} = 93,5 \cdot 628 \simeq 58,8 \text{ kW}.$$

Fase 3 – Il salto di temperatura in turbina

Dalla (5.2), con $T_i = 473,2 \text{ K}$ e $(k - 1)/k = 0,2857$:

$$\frac{T_u}{T_i} = \left(\frac{101,3}{300} \right)^{0,2857} \simeq 0,733 \Rightarrow T_u \simeq 347 \text{ K} = 73,8^\circ\text{C},$$

quindi $\Delta T = T_i - T_u \simeq 126 \text{ K}$.

Fase 4 – La portata d'aria

Invertendo la (5.1), $W = \dot{m} c_p \Delta T \eta$:

$$\dot{m} = \frac{W}{c_p \Delta T \eta} = \frac{58\,800}{1005 \cdot 126 \cdot 0,75} \simeq 0,62 \text{ kg/s}.$$

Risultato

Servono circa 0,62 kg/s di aria calda: una portata che un'APU (da 1,0 kg/s a 1,2 kg/s spillati) fornisce comodamente, e un carrello di terra pure — ma che i motori spenti, ovviamente, non possono dare. Ecco perché la sequenza di avviamento comincia *sempre* da APU o *ground cart*, e perché sui plurimotori il primo motore avviato può poi, attraverso le *crossfeed*, fornire l'aria per avviare gli altri. Si noti anche l'energia cinetica finale immagazzinata, $\frac{1}{2} J \omega^2 \simeq 632 \text{ kJ}$: è il “volano” che il motore deve costruirsi prima di poter camminare da solo.

L'espansione raffredda, sempre

Nella Fase 3 l'aria entra a 200°C ed esce a 74°C : espandendosi si è raffreddata di 126 K. Non è un difetto, è *il modo in cui la turbina estrae lavoro*: l'energia meccanica viene proprio da quel salto entalpico $c_p \Delta T$. Teniamo a mente questo meccanismo — espansione $\Rightarrow$ raffreddamento — perché è esattamente il principio su cui funziona il gruppo di condizionamento della cabina (§7.3), dove però il prodotto utile non è il lavoro ma il *freddo*.

Abbiamo la sorgente (lo spillamento), la regolazione (pressione e temperatura costanti) e gli attuatori. Restano da conoscere i due grandi clienti dell'aria calda, ai quali sono dedicati due capitoli interi. Il primo è la lotta contro il ghiaccio: un avversario silenzioso che degrada l'aerodinamica proprio dove l'abbiamo studiata con più cura — sul bordo d'attacco.

Capitolo 6

L'impianto antighiaccio

◉ Dove stiamo andando

Esistono particolari condizioni atmosferiche in cui un velivolo rischia la formazione di ghiaccio su alcune zone della superficie esterna. L'impianto antighiaccio ha il compito di *ridurre il rischio* di formazione o di *eliminare* le formazioni già avvenute, in particolare dove l'aerodinamica ne resta gravemente compromessa: l'ala, le appendici aerodinamiche, le prese d'aria dei motori. In questo capitolo studiamo prima il *meccanismo di formazione* — e capiremo perché esiste acqua liquida a temperature sotto zero, e perché non tutte le gocce riescono a colpire il velivolo; poi un *metodo di calcolo* per stimare la massa di ghiaccio catturata; poi gli *effetti*, che sono più numerosi e insidiosi di quanto si creda. Solo allora affronteremo i sistemi, distinguendo nettamente due filosofie: **prevenire** la formazione (*anti-icing*) o **eliminare** il ghiaccio già formato (*de-icing*).

6.1 Il meccanismo di formazione del ghiaccio

6.1.1 Il caso semplice: il ghiaccio brinoso

Se un velivolo con la superficie esterna *bagnata* entra in una zona a temperatura inferiore a quella di congelamento, lo strato d'acqua in superficie si trasforma in **ghiaccio brinoso**: uno strato sottile che non comporta grossi problemi, se non un calo di visibilità attraverso i trasparenti, l'occlusione di piccole prese d'aria e qualche disturbo alla funzionalità delle antenne. È il tipo di ghiaccio più benevolo. Ma ne esistono altri, estremamente pericolosi.

6.1.2 Le gocce: droplets e rain drops

Il vapore d'acqua presente in atmosfera può diventare *saturo* e condensare, grazie anche alle basse temperature. Il vapore condensato si raccoglie in gocce di diametro molto variabile — dal micron al millimetro. Si distinguono:

- le **droplets**, con diametro inferiore ai 100 μm (media 10 μm);
- le **rain drops**, con diametro superiore ai 100 μm (media 1 000 μm = 1 mm).

Le goccioline tendono a cadere, ma dentro la nube esistono correnti ascendenti più o meno intense: le gocce più leggere salgono, le più pesanti cadono, e si scontrano. Per **coalescenza** le gocce si uniscono formandone di più grandi: è il meccanismo che genera la pioggia al di sotto della nube. Da densità d'acqua inferiori a 0,1 g/m³ in nube si sale a valori molto maggiori *sotto* di essa.

Il fenomeno è *fortemente dinamico*: continua evaporazione e ricondensazione, per effetto delle variazioni di temperatura e pressione al variare della quota e degli scambi di calore dovuti ai passaggi di stato. Fra i -5°C e i -15°C , per esempio, si ha congelamento delle droplets, che però, cadendo, ripassano allo stato liquido.

6.1.3 Il cuore del problema: le gocce sopraffuse

La preoccupazione, per un velivolo che attraversa una regione di alta umidità con condensazione e formazione di ghiaccio, sta in questo: si tratta di 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 sotto 0°C* . In pratica si possono trovare:

- **rain drops** in condizione instabile, non congelate, fra -4°C e 0°C ;
- **droplets** in condizione instabile fra -10°C e 0°C .

Sono le gocce **sopraffuse**. Al passaggio del velivolo queste gocce urtano la superficie e *congelano sul punto d'impatto*: l'urto è l'innesco che rompe l'equilibrio precario.

6.1.4 I tipi di ghiaccio

Il ghiaccio che si forma può avere aspetti diversi:

Ghiaccio vetroso: trasparente, normalmente dovuto a *rain drops* sopraffuse; ha comportamento meccanico **più rigido** e molto aderente. È il più pericoloso.

Ghiaccio opaco: dovuto principalmente a *droplets*; è **più fragile**.

Ghiaccio brinoso: quello visto sopra, sottile e poco aderente.

6.1.5 Dove si forma: i punti di ristagno

Perché si formi ghiaccio occorre l'*impatto* delle gocce d'acqua sopraffusa sulla superficie. Questo è possibile nelle zone corrispondenti ai **punti di ristagno** della vena d'aria — bordi d'attacco di ali, piani di coda ed eliche, punti salienti della fusoliera — e *anche nella loro prossimità*, data l'elevata differenza di densità dell'acqua rispetto all'aria.

Perché “anche nella loro prossimità”?

Perché la goccia ha una densità mille volte quella dell'aria: possiede *inerzia*. L'aria, avvicinandosi al bordo d'attacco, devia e lo aggira; la goccia, se è abbastanza grande e veloce, non riesce a seguire quella deviazione e prosegue quasi in linea retta fino a impattare. Le gocce più piccole, invece, si lasciano trascinare dall'aria e schivano il profilo. La prossima sezione trasforma questa intuizione in numeri.

6.2 Un metodo di calcolo

La determinazione della zona interessata dalla formazione di ghiaccio è una questione complessa. Esistono studi eseguiti su *cilindri* che forniscono parametri indicativi dell'area interessata e della massa d'acqua catturata.

6.2.1 I parametri adimensionali

Si parte dal numero di **Reynolds della goccia**:

$$\text{Re} = \frac{V D \rho}{\mu}, \quad (6.1)$$

dove V è la velocità dell'aria, D il diametro delle gocce, ρ la densità dell'aria e μ la sua viscosità. Si introduce poi il parametro adimensionale

$$\psi = \frac{18 C \rho}{\rho_d D}, \quad (6.2)$$

con C dimensione caratteristica del profilo (lo spessore) e ρ_d densità delle droplets. Da questi si costruiscono due gruppi:

$$\Phi = \text{Re} \cdot \psi = \frac{18 C V \rho^2}{\mu \rho_d}, \quad (6.3)$$

$$K = \frac{\text{Re}}{\psi} = \frac{1}{18} \frac{\rho_d V D^2}{\mu C}. \quad (6.4)$$

Essi 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 usato per le prove.

Che cosa dicono davvero Φ e K

Sviluppando la (6.3) si scopre che Φ *non dipende dal diametro delle gocce*: è un parametro che descrive soltanto la condizione di volo e il profilo. Tutta l'informazione sulla *dimensione della goccia* è invece racchiusa in K , che cresce con D^2 : è un **parametro d'inerzia**. Un K grande significa inerzia dominante — la goccia non segue le linee di corrente e impatta; un K piccolo significa che la goccia è trascinata dall'aria e aggira l'ostacolo. È la traduzione quantitativa dell'avviso della pagina precedente.

Esercizio svolto 6.1 – Chi colpisce il bordo d'attacco: droplets o rain drops?

Un velivolo vola a $V = 100$ m/s; il profilo ha spessore caratteristico $C = 1,5$ m. L'aria ha $\rho = 0,9$ kg/m³ e $\mu = 1,7 \times 10^{-5}$ Pa s; l'acqua $\rho_d = 1000$ kg/m³. Calcolare Re e K per una droplet da 10 μm e per una rain drop da 1 mm, e commentare.

Fase 1 – La droplet da 10 micron

Dalla (6.1) e dalla (6.4):

$$\text{Re} = \frac{100 \cdot 10 \cdot 10^{-6} \cdot 0,9}{1,7 \cdot 10^{-5}} \simeq 52,9, \quad K = \frac{1}{18} \cdot \frac{1000 \cdot 100 \cdot (10 \cdot 10^{-6})^2}{1,7 \cdot 10^{-5} \cdot 1,5} \simeq 0,022.$$

Fase 2 – La rain drop da 1 mm

$$\text{Re} \simeq 5294, \quad K = \frac{1}{18} \cdot \frac{1000 \cdot 100 \cdot (10^{-3})^2}{1,7 \cdot 10^{-5} \cdot 1,5} \simeq 218.$$

Fase 3 – Il parametro Φ

$$\Phi = \frac{18 \cdot 1,5 \cdot 100 \cdot 0,9^2}{1,7 \cdot 10^{-5} \cdot 1000} \simeq 1,29 \cdot 10^5 \quad (\text{uguale per entrambe le gocce!})$$

Risultato

Il parametro d'inerzia della rain drop è *diecimila volte* quello della droplet (218 contro 0,022): la goccia grande prosegue imperterrita e impatta il bordo d'attacco, quella piccola viene deviata dall'aria e in gran parte lo schiva. Ecco perché il ghiaccio *vetroso* — il più pericoloso — è dovuto alle rain drops sopraffuse: sono proprio quelle che arrivano a colpire. E si spiega anche perché Φ , identico nei due casi, non dice nulla sulle gocce: descrive solo il volo. Il progettista non può cambiare le gocce, ma sa prevedere quali colpiranno.

6.2.2 La massa di ghiaccio catturata

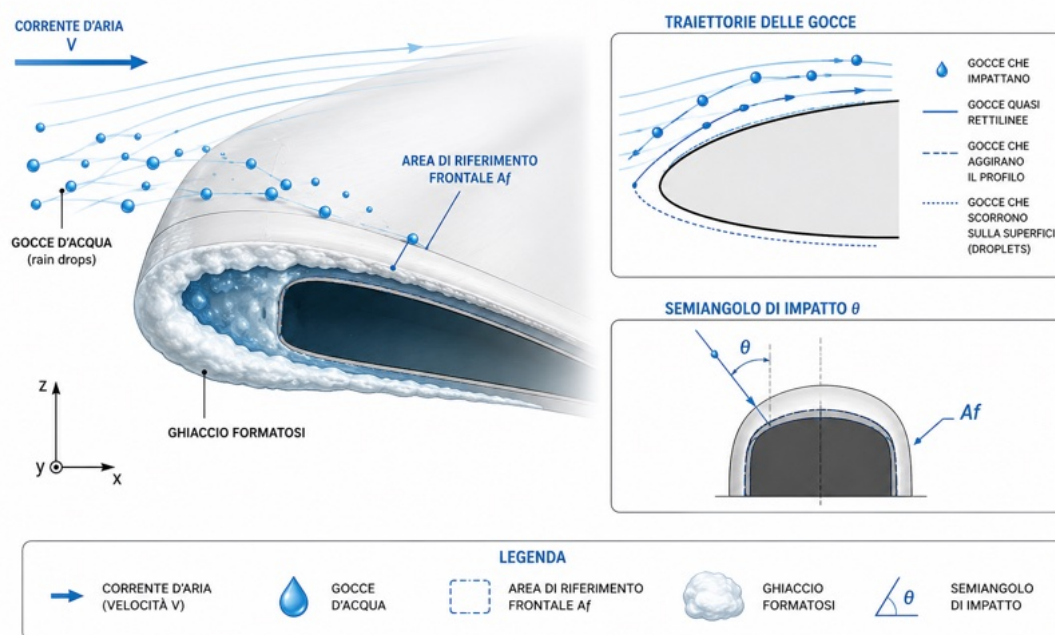
Noti i fattori sperimentali, la massa M di ghiaccio catturata nell'unità di tempo è data da

$$M = \Gamma A_f V \delta, \quad (6.5)$$

dove A_f è l'area di riferimento frontale e δ la massa d'acqua per unità di volume d'aria. I valori tipici di δ :

Condizione	δ [g/m ³]
rain drops in nube	< 0,2
rain drops sotto la nube	0,1 – 0,2
droplets in nube gelata	fino a 2

FORMAZIONE DEL GHIACCIO SUL BORDO D'ATTACCO



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

- il **calore latente di fusione** (l'acqua che congela *cede* calore alla superficie!);
- il riscaldamento per variazione di pressione;
- l'**energia cinetica di arresto** della goccia;
- i fenomeni convettivi;
- l'evaporazione e la sublimazione.

Esercizio svolto 6.2 – Quanto ghiaccio cattura un'ala?

Una semiala ha apertura $b = 14\text{ m}$ e spessore proiettato $t = 0,30\text{ m}$; il velivolo vola a $V = 100\text{ m/s}$ dentro una nube con $\delta = 1,0\text{ g/m}^3$. Dalle curve sperimentali si ricava $\Gamma = 0,65$. Quanto ghiaccio si deposita in 5 min?

Fase 1 – L'area frontale

$$A_f = b t = 14 \cdot 0,30 = 4,2\text{ m}^2.$$

Fase 2 – La portata di ghiaccio

Dalla (6.5):

$$M = \Gamma A_f V \delta = 0,65 \cdot 4,2 \cdot 100 \cdot 1,0 \cdot 10^{-3} \simeq 0,27\text{ kg/s} = 16,4\text{ kg/min}.$$

Fase 3 – In cinque minuti

$$m = M t = 0,27 \cdot 300 \simeq 82\text{ kg} \quad \text{per semiala}.$$

Risultato

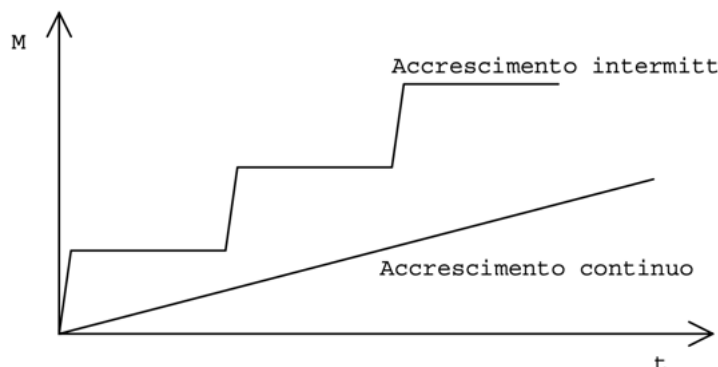
Oltre 80 kg di ghiaccio per semiala in cinque minuti di nube — e in nube gelata, con $\delta = 2\text{ g/m}^3$, il doppio. Il peso aggiuntivo, per quanto sensibile, *non è il problema principale*: quel ghiaccio si deposita proprio sul bordo d'attacco, la zona che governa lo stallo. È di questo che ci occupiamo nella prossima sezione.

6.2.3 Le due condizioni di dimensionamento

Le norme prescrivono di dimensionare l'impianto antighiaccio per *due* diverse condizioni:

1. **accrescimento continuo**: formazione di ghiaccio con *bassa* velocità di crescita, ma continuativa;
2. **accrescimento intermittente**: *alta* velocità di crescita per tempi limitati, corrispondenti all'attraversamento di nubi separate da distanza assegnata.

Sono due prove diverse per lo stesso impianto: la prima verifica che il sistema regga a lungo, la seconda che regga ai picchi.



6.3 Gli effetti della formazione di ghiaccio

Le condizioni di temperatura e umidità nelle quali è possibile la formazione di ghiaccio sono sufficientemente ristrette, ma quando questa è possibile può creare seri inconvenienti. Il deposito avviene in tutte le zone dove si ha ristagno dell'aria; sono quindi particolarmente esposte:

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

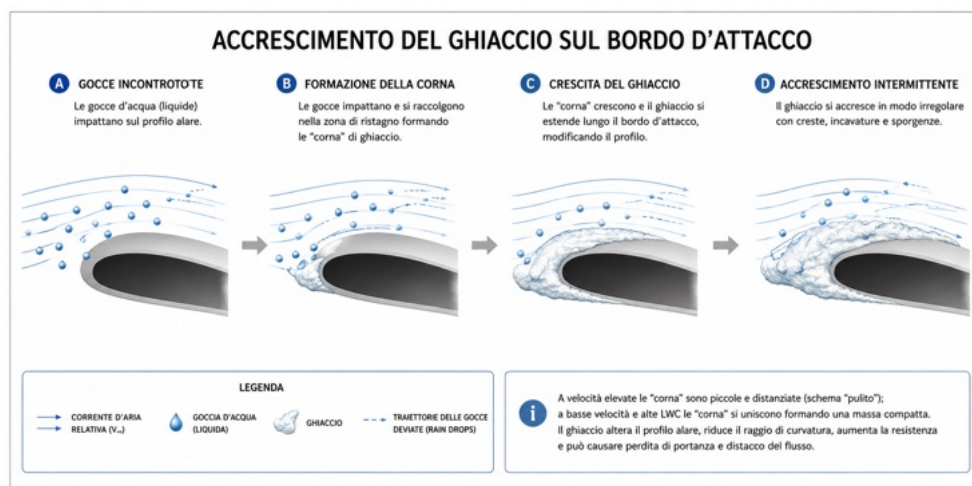
6.3.1 Sull'ala: lo stallo che non si annuncia

A parte l'aumento di peso — sensibile, ma non particolarmente critico — l'effetto dannoso è l'**alterazione della forma del profilo** in una zona particolarmente importante per il corretto funzionamento aerodinamico dell'ala. La formazione avviene infatti essenzialmente sul *bordo d'attacco*, zona che determina le condizioni di stallo.

Le conseguenze, in cascata:

- se il velivolo vola a 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 sono normalmente sensibili alla velocità o all'incidenza — e tarati sul profilo pulito;
- è assai probabile che lo stallo si verifichi in condizioni *non simmetriche*, o che si manifesti alle *estremità* alari prima che verso la radice, rendendo inefficienti gli alettoni.

Stati di questo tipo sono estremamente pericolosi.



6.3.2 Sugli altri organi

Piani di coda. Effetto analogo a quello sull'ala; in particolare risulta pericolosa una condizione di stallo nell'**equilibratore**, che pregiudica equilibrio e stabilità del velivolo.

Cerniere e fessure. Formazioni di ghiaccio possono provocare il **blocco delle superfici mobili**, con conseguente incontrollabilità del velivolo.

Eliche. Il ghiaccio si forma sul bordo d'attacco delle pale. Come per le altre superfici portanti si ha un degrado delle prestazioni aerodinamiche, ma qui l'effetto più dannoso è dovuto alla *massa* del ghiaccio, che ben difficilmente si distribuisce in modo simmetrico: insorgono **forze d'inerzia** che possono portare rapidamente a effetti disastrosi.

Prese d'aria e carburatori. La formazione di ghiaccio porta a malfunzionamento o addirittura a **stallo del compressore** dei turboreattori, con conseguente spegnimento del motore. Nel carburatore il ghiaccio può formarsi *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.

L'espansione raffredda: l'avevamo visto nella turbinetta di avviamento (§5.4) e lo rivedremo nel gruppo di condizionamento. Nel carburatore lo stesso meccanismo diventa un pericolo: si può fare ghiaccio con 20 °C di aria esterna.

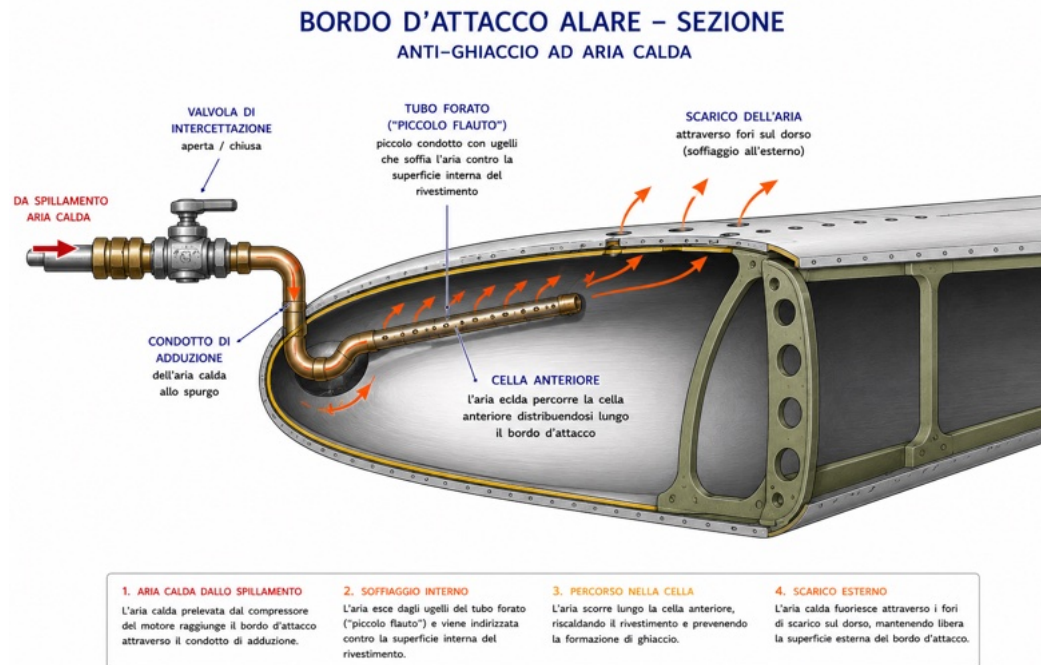
6.4 Prevenire la formazione: i sistemi *anti-icing*

Il sistema per *prevenire* la formazione consiste nello **scaldare** le zone di superficie sulle quali essa è probabile; basta un incremento di temperatura abbastanza modesto per portarsi in condizioni di sicurezza. I metodi di riscaldamento si basano sull'impiego di energia *pneumatica* o *elettrica*; esiste poi la via *chimica*.

6.4.1 Il sistema aerotermico (pneumatico)

Nei velivoli dotati di motori a turbina si spilla una certa quantità d'aria da uno dei *primi* stadi del compressore — dove la temperatura ha già subito un certo incremento per effetto della compressione — e la si distribuisce all'interno delle superfici da riscaldare. L'impianto è **estremamente**

semplice: in pratica una valvola di intercettazione e le tubazioni che convogliano l'aria nella *cella anteriore* dell'ala, soffiandola verso il bordo d'attacco. Se sono presenti ipersostentatori di bordo d'attacco occorre scaldare anche la parte mobile, e questo complica leggermente i collegamenti, realizzabili per esempio con tubi flessibili.



I dati caratteristici:

- temperatura dell'aria immessa: dell'ordine dei 200 °C;
- potenza specifica richiesta: dell'ordine di 9 000 kcal/m²/h, ma variabile localmente in funzione della zona di bordo d'attacco considerata.

Nota la potenza termica $\dot{Q}$ richiesta nell'unità di tempo, la portata in massa necessaria è

$$\dot{m} = \frac{\dot{Q}}{c_p \Delta T}, \quad (6.6)$$

dove c_p è il calore specifico dell'aria a pressione costante e ΔT si può considerare, in prima approssimazione, come la differenza fra la temperatura di spillamento e la temperatura di 0 °C della superficie da proteggere.

Esercizio svolto 6.3 – Dimensionare l'antighiaccio aerotermico

Il bordo d'attacco di una semiala presenta una striscia da proteggere di apertura $b = 14$ m e sviluppo $c = 0,35$ m. La potenza specifica richiesta è 9 000 kcal/m²/h; l'aria è spillata a 200 °C. Calcolare la potenza termica e la portata d'aria necessarie.

Fase 1 – La potenza specifica in unità SI

Con 1 kcal = 4 186,8 J e 1 h = 3 600 s:

$$q = \frac{9000 \cdot 4186,8}{3600} \simeq 10\,467 \text{ W/m}^2 \simeq 10,5 \text{ kW/m}^2.$$

Fase 2 – La potenza termica della semiala

$S = bc = 14 \cdot 0,35 = 4,9 \text{ m}^2$, quindi

$$\dot{Q} = q S = 10\,467 \cdot 4,9 \simeq 51,3 \text{ kW}.$$

Fase 3 – La portata d'aria

Dalla (6.6), con $\Delta T = 200 - 0 = 200 \text{ K}$:

$$\dot{m} = \frac{51\,300}{1005 \cdot 200} \simeq 0,26 \text{ kg/s} = 15,3 \text{ kg/min} \quad \text{per semiala.}$$

Per entrambe le semiali: $\simeq 0,51 \text{ kg/s}$.

Risultato

Circa 0,5 kg/s per l'ala intera: su un core da 50 kg/s è appena l'1 % — entro il da 2 % a 8 % disponibile per lo spillamento (§5.2.1), ma sommandosi a condizionamento e pressurizzazione la quota si fa consistente. Ecco perché *l'inserimento dell'impianto avviene solo quando le condizioni atmosferiche lo richiedano*.

Turbogetto sì, turboelica forse no

Lo spillamento per l'antighiaccio comporta un degrado delle prestazioni del motore: *tolle-rabile* 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 il sistema deve poter essere attivato anche *in caso di avaria di un motore* — da qui le *crossfeed valves* pneumatiche (§5.3). È il motivo per cui sui turboelica si preferiscono spesso le guaine (§6.5).

6.4.2 Il riscaldamento elettrico

Per *piccole* superfici — le prese di pressione per gli strumenti anemometrici — o per superfici *non raggiungibili* con condotti d'aria — i bordi d'attacco delle eliche — si preferisce il riscaldamento mediante **resistenze elettriche** (effetto Joule, (2.4)).

Anche le 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. È una scelta di sistema, non di fisica.

6.4.3 Il metodo chimico

Consiste nell'**abbassamento del punto di congelamento** mediante sostanze chimiche (alcoli o glicoli). È utilizzato *prima del decollo*, spruzzando le superfici critiche quando le condizioni a terra sono particolarmente severe, e comunque per pulire l'ala a terra da depositi di neve o grosse formazioni di brina.

Sono stati fatti tentativi di applicarlo anche in volo, con un serbatoio di liquido antighiaccio a bordo e un certo numero di fori di spruzzamento sulla superficie da proteggere. Il sistema è

stato **abbandonato**, sia per il peso dell'impianto sia per la difficoltà di mantenerlo efficiente, a causa della facilità di otturazione dei fori.

6.5 Eliminare il ghiaccio: i sistemi *de-icing*

Questi sistemi sono molto più **economici** dal punto di vista energetico rispetto alla tecnica di evitare la formazione mediante riscaldamento; sono però evidentemente **più pericolosi**, perché per utilizzarli occorre *lasciar formare* una certa quantità di ghiaccio. Se ne usano di due tipi: meccanici ed elettrici.

6.5.1 Il sistema meccanico a guaine

Utilizzato essenzialmente sui bordi d'attacco delle superfici portanti, è basato su sistemi pneumatici *discontinui*, in grado di eliminare il ghiaccio appena questo si sia formato. È costituito da una o più **guaine elastiche** incollate nella zona del bordo d'attacco; opportuni cicli di pressione inviati al loro interno ne provocano una deformazione che rompe la crosta di ghiaccio e ne inizia l'allontanamento dalla superficie alare — allontanamento poi completato dall'effetto del vento.



Il sistema a **tre guaine** è particolarmente elegante: quella *centrale* serve a dividere la calotta di ghiaccio in due parti, mentre quelle *superiore* e *inferiore* allontanano le due parti dalla superficie.

I limiti. In condizioni particolarmente critiche la quantità di ghiaccio che si forma fra un ciclo di gonfiaggio e l'altro può essere sensibile. Inoltre, se il ghiaccio si forma in condizioni *non cristalline*, è possibile che *scorra* allontanandosi dalla guaina **senza rompersi**: l'ulteriore formazione avviene allora su una superficie che non può più essere fessurata dalla deformazione della guaina. Altri 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.

Il pregio. Il consumo energetico è *molto contenuto*: per questo il sistema è comunemente applicato a bordo dei velivoli **turboelica** — proprio quelli che, come abbiamo visto, non possono permettersi lo spillamento.

6.5.2 Il sistema elettrico ciclico

Effetti analoghi si ottengono con resistenze disposte opportunamente sulla superficie da liberare. 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 fra loro*; in seguito, alimentando *ciclicamente* i pannelli compresi fra le maglie del reticolo, si ottiene il distacco delle lastre dalla superficie alare.



La potenza specifica necessaria è dell'ordine dei 25 kW/m^2 . È un sistema *aerodinamicamente pulito* (nessuna guaina che sporge), ma il consumo va valutato: applicarlo agli *impennaggi* non comporta grandi consumi energetici, mentre come antighiaccio *alare* richiede un'intensa generazione di energia elettrica a bordo.

Esercizio svolto 6.4 – Perché non si riscalda elettricamente tutta l'ala

Riprendiamo la semiala dell'esercizio 6.4.1 ($S = 4,9 \text{ m}^2$ di striscia protetta). Confrontiamo il fabbisogno elettrico di un sistema de-icing a 25 kW/m^2 applicato all'ala e agli impennaggi ($S_{\text{imp}} \simeq 1,2 \text{ m}^2$ complessivi).

Fase 1 – La potenza di picco alare

$$P_{\text{ala}} = 25 \cdot 4,9 \cdot 2 \text{ (due semiali)} \simeq 245 \text{ kW.}$$

Fase 2 – Il confronto con la generazione di bordo

Un alternatore da 60 kVA (Boeing 747, esercizio 2.5) eroga circa 48 kW reali a $\cos \varphi = 0,8$. Servirebbero

$$\frac{245}{48} \simeq 5 \text{ alternatori} \quad \text{solo per l'antighiaccio alare.}$$

Anche sfruttando il funzionamento *ciclico* (i pannelli sono alimentati a intermittenza, con *duty cycle* $\simeq 10\%$), la potenza media resta di $\simeq 25$ kW, ma la rete deve comunque reggere il *picco*.

Fase 3 – Gli impennaggi

$$P_{\text{imp}} = 25 \cdot 1,2 = 30 \text{ kW di picco,} \quad \simeq 3,6 \text{ kW medi al } 12\%.$$

Risultato

Sugli impennaggi il sistema elettrico è perfettamente sostenibile; sulle ali chiederebbe una generazione elettrica dell'ordine di quella dell'intero velivolo. *Il consumo energetico è lo stesso* (l'energia viene comunque dai propulsori); ciò che cambia è il **peso dell'impianto di generazione** — ed è per questo che le ali si scaldano con l'aria, che il motore fornisce già calda e in pressione, senza bisogno di alcun generatore.

Dove finisce il ghiaccio staccato?

Per *tutti* i sistemi di rimozione occorre fare attenzione che la configurazione del velivolo sia tale da non avere inconvenienti a causa del ghiaccio che si stacca dall'ala: i frammenti non devono poter urtare i piani di coda, né entrare nei motori. Su un velivolo con motori in coda, o con impennaggio a T, questa verifica è tutt'altro che formale — ed è una delle ragioni per cui il de-icing non si applica indiscriminatamente.

6.6 La mappa: quale sistema, dove

Zona da proteggere	Sistema tipico	Funzione
Prese anemometriche, sonde AOA	elettrico (resistenze)	anti-icing
Parabrezza, finestrini cabina	elettrico	anti-icing
Antenne radio	elettrico	anti-icing
Bordo d'attacco eliche	elettrico	anti-icing
Bordo d'attacco ali (turbogetto)	aerotermico	anti-icing
Impennaggi	aerotermico o elettrico ciclico	anti-icing / de-icing
Prese d'aria motori	aerotermico	anti-icing
Bordo d'attacco (turboelica)	guaine pneumatiche	de-icing
Superfici a terra, pre-decollo	chimico (glicoli)	anti/de-icing

L'aria calda spillata ha un secondo cliente, ben più esigente in termini di portata: l'impianto che rende respirabile e confortevole l'aria dentro la fusoliera, a quote dove fuori si perderebbe conoscenza in pochi minuti. E scopriremo che il suo cuore — il gruppo di condizionamento — sfrutta la stessa espansione che raffredda già incontrata nella turbinetta e, con segno rovesciato, nel carburatore ghiacciato.

Capitolo 7

Pressurizzazione e condizionamento

◉ Dove stiamo andando

L'impianto di pressurizzazione e condizionamento ha il compito di mantenere condizioni ambientali confortevoli a bordo durante tutte le fasi del volo, in termini di *pressione*, *temperatura*, *umidità* e *composizione chimica* dell'aria. Salendo in quota, pressione e temperatura decrescono secondo le leggi dell'aria tipo internazionale; il corpo umano, però, resiste solo a variazioni piuttosto modeste — sicuramente molto inferiori a quelle delle usuali quote operative. In questo capitolo definiamo prima le *condizioni di benessere* (fisiologia, pressione, temperatura, umidità); poi studiamo la **pressurizzazione**, il suo diagramma di progetto e le conseguenze strutturali; infine il **condizionamento**, partendo dal bilancio termico dell'abitacolo e arrivando ai cicli frigoriferi che lo realizzano: *Joule inverso*, *bootstrap* e *a vapore*. Chiuderemo con la rete di distribuzione dell'aria in cabina — dove ritroveremo, inaspettatamente, le perdite di carico concentrate.

L'impianto viene di solito alimentato da quello pneumatico (cap. 5), previo opportuno trattamento dell'aria da immettere in cabina.

7.1 Le condizioni di benessere

7.1.1 La pressione: fisiologia della respirazione

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 a una certa pressione: *per osmosi* l'ossigeno passa nel sangue attraverso le superfici degli alveoli.

Conta la pressione parziale

Ciò che conta è la **pressione parziale dell'ossigeno**, indipendentemente dalla pressione totale della miscela fluida in cui l'ossigeno si trova. Se l'apporto di ossigeno ai tessuti scende sotto un certo limite si verifica l'**ipossia**, che si manifesta anzitutto con debolezza e scarsa capacità di concentrazione e, in seguito, con perdita di conoscenza.

Il limite inferiore di pressione parziale necessaria per le attività fisiche e psichiche è variabile da individuo a individuo; mediamente si può ritenere sufficiente una pressione di 80 mmHg agli alveoli. Poiché la percentuale di ossigeno nell'atmosfera è mediamente del 20 % — e resta praticamente costante a tutte le quote operative attuali — risulta necessaria una *pressione totale* di 400 mmHg,

corrispondente in aria tipo a una quota di circa 15 000 ft. Diciamo che a 20 000 ft il rischio di perdita di conoscenza è elevato.

Per 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 — è la *pressurizzazione*;
2. aumentando la **percentuale di ossigeno** nell'aria a pari pressione — è l'impianto ossigeno (cap. 8).

Un aumento della pressione all'interno della fusoliera rispetto all'esterno è il metodo più utilizzato, per gli ovvi vantaggi pratici e psicologici per i passeggeri.

7.1.2 Le quote cabina e i gradienti ammessi

La condizione di benessere mantenuta in cabina è, per i velivoli da trasporto passeggeri, entro la **quota equivalente di 8 000 ft**, con variazioni:

- in **salita** entro i 500 ft/min;
- in **discesa** entro i 250 ft/min.

Eccessivi gradienti di pressione possono causare danni dovuti alla *lentezza della compensazione fisiologica* (l'orecchio medio compensa lentamente, e in discesa peggio che in salita).

A bordo dei velivoli **militari**, dove l'equipaggio mantiene posizioni fisse e indossa maschere a ossigeno, la pressione massima è mantenuta alla quota equivalente di 20 000 ft: si accetta un ambiente meno confortevole in cambio di un carico strutturale — e di un peso — assai minore.

7.1.3 Temperatura, umidità, ricambio

Le condizioni di benessere legate a temperatura e umidità sono più difficilmente definibili, trattandosi di sensazioni estremamente variabili da individuo a individuo. In generale la temperatura è ritenuta accettabile per valori fra:

Stagione	Temperatura [°C]
estate	20 – 24
inverno	18 – 22

con tenori di **umidità relativa** attorno al da 30 % a 70 % e un adeguato ricambio d'aria.

“In qualsiasi condizione” significa davvero qualsiasi

Le condizioni sopra dette devono essere mantenute in *ogni* situazione: con velivolo fermo al sole su una pista in zona equatoriale, come in volo alla quota di crociera, o a terra in zona polare. Questo requisito — e non la crociera — è ciò che dimensiona davvero l'impianto, come vedremo nell'esercizio 7.3.1.

7.2 La pressurizzazione

7.2.1 Il principio

La strada comunemente seguita per mantenere un'adeguata concentrazione di ossigeno in cabina è la pressurizzazione dell'aria esterna. Essa viene ottenuta *inserendo nella fusoliera aria spillata*

dal compressore del motore, se questo è un turboreattore, o prelevata con apposito compressore. Tale aria viene *elaborata* prima dell'immissione in cabina, in modo da assicurare anche valori adeguati di temperatura e umidità; un continuo ricambio d'aria assicura infine una composizione chimica adeguata.

Ne consegue una **differenza di pressione** fra interno ed esterno della fusoliera,

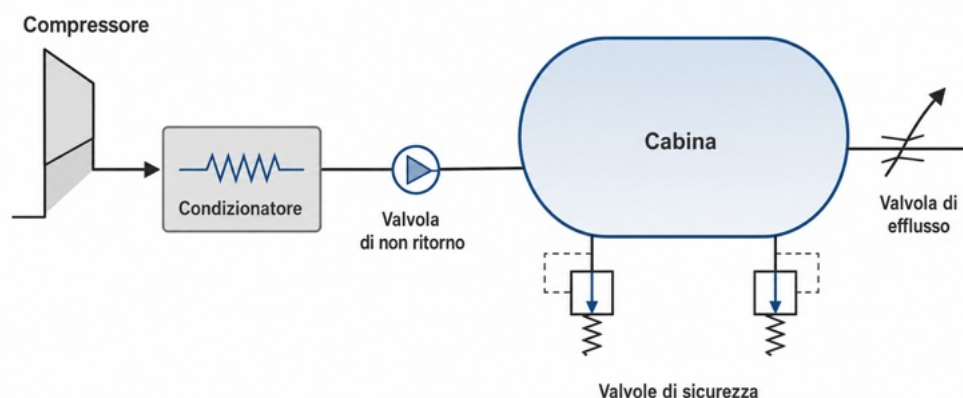
$$\Delta p = p_{\text{cab}} - p_{\text{ext}}, \quad (7.1)$$

che determina una condizione di carico. Il carico dovuto alla pressurizzazione ha rilevanza sia dal punto di vista *statico* sia 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.

Il trucco della regolazione

La regolazione della pressurizzazione avviene *regolando la quantità di aria che viene scaricata nell'atmosfera esterna*. Non si controlla ciò che entra — che arriva comunque dal condizionamento — ma ciò che esce. In questo modo si assicura, per giunta, un continuo ricambio dell'aria.

7.2.2 Lo schema dell'impianto



L'aria, proveniente dal ciclo di condizionamento, 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 fra interno ed esterno e il valore di strozzatura determinano la portata che si genera*. All'aumentare della quota — e quindi della differenza di pressione — le valvole iniziano il movimento di chiusura, che **non è mai totale**, onde garantire sempre un ricambio.

La regolazione 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 e alla velocità di salita cabina; viceversa, prima della discesa, si inseriscono la pressione all'aeroporto e la velocità di discesa cabina.

7.2.3 Le protezioni e l'avaria

Che cosa succede se si guasta l'impianto pneumatico

La sequenza è ingegnosa. La *valvola regolatrice di pressione* si apre completamente, ma una **valvola di non ritorno** evita che la pressione di cabina si sfoghi attraverso il condotto di ingresso; la *valvola di efflusso* si chiude completamente, in modo da mantenere in cabina una pressione accettabile per un certo tempo — durante il quale il velivolo dovrà perdere quota. La cabina, in pratica, diventa un recipiente chiuso che perde lentamente: il tempo guadagnato è quello della discesa d'emergenza.

Sono installate **valvole di sicurezza differenziali** per evitare la sovrappressione 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 a essere *inferiore* a quella esterna, il che sottoporrebbe la struttura a carichi di compressione non previsti (la fusoliera è progettata per essere gonfiata, non schiacciata).

L'impianto si completa con:

- un **avvisatore acustico e luminoso** che interviene quando la quota cabina supera i 10 000 ft;
- un **altimetro** e un **variometro di cabina**, che forniscono rispettivamente la quota cabina e la sua velocità verticale equivalente;
- un **indicatore di pressione differenziale**.

7.2.4 Il valore standard di Δp

Il valore standard della pressione differenziale, per i normali velivoli da trasporto passeggeri, si ottiene come *differenza fra la pressione a 11 000 m — limite superiore della quota di volo — e quella a 2 400 m, massima quota di pressurizzazione cabina*. La struttura viene dimensionata in base a questo valore.

Esercizio svolto 7.1 – Calcolo del Δp standard

Determinare il valore standard della pressione differenziale per un velivolo da trasporto, secondo la definizione appena data.

Fase 1 – Le due pressioni ISA

Dalla tabella ISA (appendice A.2):

$$p(11\,000\text{ m}) = 22,632\text{ kPa} = 3,28\text{ psi}, \quad p(2\,400\text{ m}) = 75,626\text{ kPa} = 10,97\text{ psi}.$$

Fase 2 – La differenza

$$\Delta p = 75,626 - 22,632 = 52,99\text{ kPa} \simeq 7,69\text{ psi}.$$

Risultato

$\Delta p \simeq 7,7$ psi (circa 53 kPa, ossia poco più di mezza atmosfera). Si noti la coerenza: 2400 m $\simeq$ 7900 ft è proprio la quota cabina massima di 8000 ft, e 11000 m $\simeq$ 36100 ft è la tropopausa. Il velivolo che vuole volare *più alto* deve avere una fusoliera dimensionata per un Δp *maggiore*: è questa la catena logica che lega quota di crociera, peso strutturale e comfort.

Sul valore “7,46 psi” che si trova in letteratura

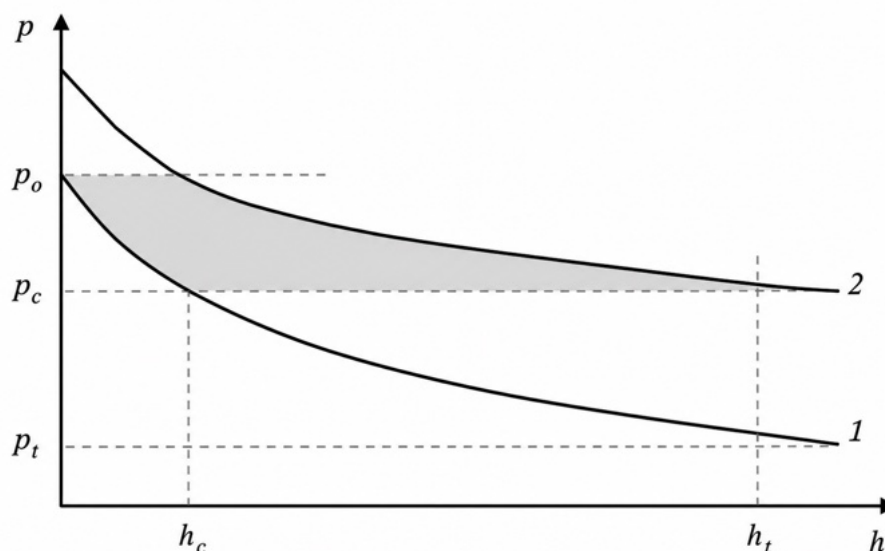
In diversi testi il valore standard è riportato come 7,46 psi. Il calcolo ISA rigoroso, verificato numericamente, dà 7,686 psi per la coppia (11000 m; 2400 m). Lo scarto di 0,23 psi si spiega con ipotesi leggermente diverse: la coppia (11000 m; 2566 m $\simeq$ 8420 ft) dà esattamente 7,46 psi. In questa monografia usiamo i valori ISA verificati; l'ordine di grandezza — e la logica — non cambiano.

7.2.5 Il diagramma di pressurizzazione

Dal valore di Δp discende la **curva di pressurizzazione cabina** in funzione della quota. Si costruisce così, considerando la quota di tangenza h_t del velivolo e la quota cabina massima h_c :

- la **curva 1** rappresenta l'andamento della pressione esterna con la quota (è la curva ISA);
- 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 curva 1 *traslata verso l'alto* di un valore pari a $p_c - p_t$, ovvero alla massima pressione differenziale prevista.

Il punto di funzionamento della cabina deve essere *sempre compreso nell'area evidenziata* fra le due curve: sotto la curva 2 (non si supera $\Delta p_{\max}$) e sopra la curva 1 (la cabina non può essere depressa rispetto all'esterno).



Esercizio svolto 7.2 – Quota di tangenza imposta dalla pressurizzazione

Un velivolo da trasporto ha $\Delta p_{\max} = 7,7$ psi e quota cabina di progetto 8 000 ft. Qual è la massima quota di volo compatibile con la pressurizzazione? E quale Δp servirebbe per volare a 45 000 ft?

Fase 1 – La minima pressione esterna ammissibile

In crociera la pressione cabina vale $p_{\text{cab}} = p(8\,000\text{ ft}) = 10,92$ psi. Dalla (7.1), la pressione esterna non può scendere sotto:

$$p_{\text{ext,min}} = p_{\text{cab}} - \Delta p_{\max} = 10,92 - 7,69 = 3,23\text{ psi.}$$

Fase 2 – La quota corrispondente

Dalla tabella ISA, $p = 3,23$ psi = 22,3 kPa corrisponde a circa 11 100 m $\simeq$ 36 400 ft: coerente, per costruzione, con la definizione del Δp standard.

Fase 3 – E per volare a 45 000 ft?

$p(45\,000\text{ ft}) = 2,14$ psi; imponendo quota cabina 8 000 ft:

$$\Delta p_{\text{nec}} = 10,92 - 2,14 = 8,78\text{ psi.}$$

Risultato

La pressurizzazione fissa un “soffitto” che non dipende da motori o aerodinamica ma dalla *resistenza della fusoliera*: con 7,7 psi si vola fino alla tropopausa; per i 45 000 ft dei business jet servono almeno 8,8 psi — e infatti quei velivoli adottano Δp di da 9 psi a 9,5 psi. Volare più in alto costa peso strutturale: questa è la sostanza del diagramma di pressurizzazione.

Esercizio svolto 7.3 – Il carico sulla fusoliera

Una fusoliera cilindrica ha raggio $r = 1,90$ m e rivestimento di spessore $t = 1,6$ mm. Con $\Delta p = 53$ kPa, calcolare le tensioni di membrana.

Fase 1 – Le formule di mantello

Per un recipiente cilindrico in pressione:

$$\sigma_{\vartheta} = \frac{\Delta p r}{t} \quad (\text{circonferenziale}), \quad \sigma_x = \frac{\Delta p r}{2t} \quad (\text{longitudinale}).$$

Fase 2 – I valori

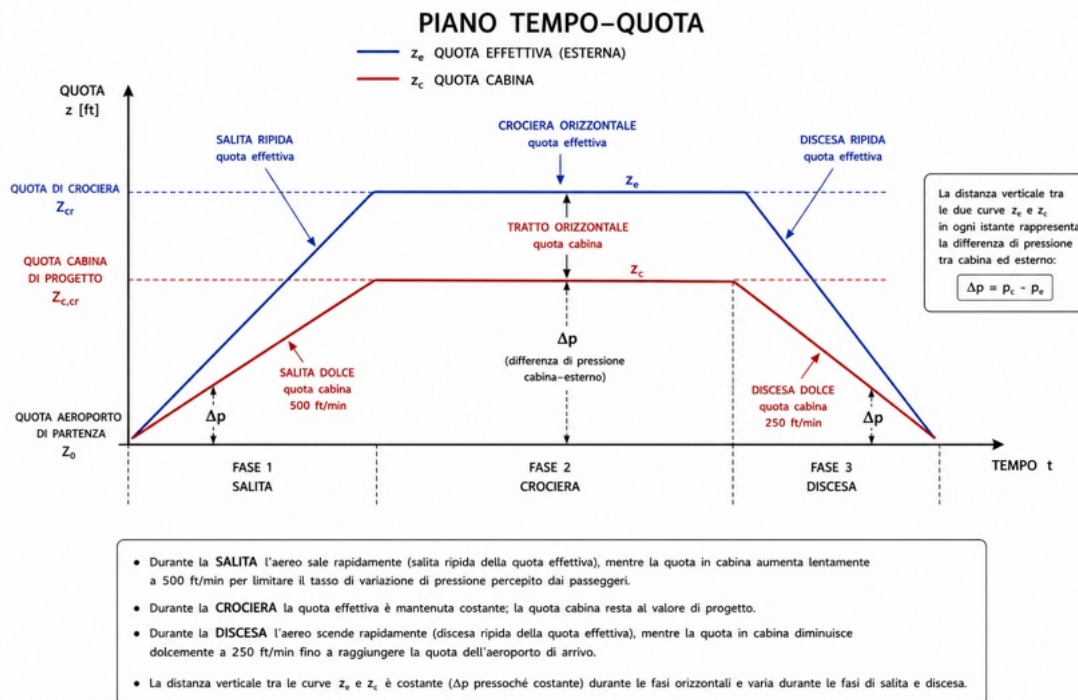
$$\sigma_{\vartheta} = \frac{53 \cdot 10^3 \cdot 1,90}{1,6 \cdot 10^{-3}} \simeq 63\text{ MPa}, \quad \sigma_x \simeq 31\text{ MPa.}$$

Risultato

La tensione circonferenziale è *doppia* di quella longitudinale: ecco perché la fusoliera pressurizzata si rompe con fratture *longitudinali* (si “apre” come una salsiccia). Con una lega di alluminio 2024 ($\sigma_{sn} \simeq 300 \text{ MPa}$) il margine statico è ampio — il vero nemico è la **fatica**: un ciclo per ogni volo, con le concentrazioni di tensione ai bordi di porte e finestrini. Il rivestimento “lavora” in trazione di membrana, cioè esattamente come lo skin del semiguscio che conosciamo.

7.2.6 La missione tipica

Per una missione di volo standard — salita, crociera, discesa — gli andamenti della quota effettiva z_e e della quota cabina z_c hanno la forma della figura seguente. I lati obliqui delle curve hanno un’inclinazione corrispondente alla velocità di salita e discesa *effettiva* del velivolo e a quella *equivalente* della cabina.



Esercizio svolto 7.4 – La discesa la comanda la cabina

Un aviogetto è in crociera a 41 000 ft con quota cabina 7 000 ft; l'aeroporto di destinazione è al livello del mare. Il velivolo può scendere a 2 000 ft/min; la cabina non deve superare i 250 ft/min normativi. Chi detta i tempi della discesa?

Fase 1 – Tempo di discesa del velivolo

$$t_{\text{velivolo}} = \frac{41\,000}{2000} \simeq 20,5 \text{ min.}$$

Fase 2 – Tempo di discesa della cabina

$$t_{\text{cabina}} = \frac{7000}{250} = 28 \text{ min.}$$

Risultato

$t_{\text{cabina}} > t_{\text{velivolo}}$: la discesa della cabina dura *più* di quella fisicamente possibile per il velivolo. La centralina deve quindi iniziare la discesa cabina *prima* che il velivolo lasci la quota di crociera. Un piccolo calcolo che spiega una grande verità operativa: negli aerei di linea è spesso la *fisiologia*, non la meccanica, a dettare i profili di volo.

Il dimensionamento dello skin come membrana in pressione e il ruolo del flusso di taglio nel semiguscio sono trattati nella monografia sulle strutture; qui ci interessava vedere *da dove* nasce quel carico e *quanto* vale. Impianti e strutture sono due facce dello stesso progetto.

7.3 Il condizionamento

7.3.1 Il bilancio termico dell'abitacolo

L'impianto di condizionamento deve essere dimensionato in modo da poter *estrarre o introdurre* calore nell'abitacolo, e con un'**escursione di funzionamento assai elevata**: si consideri che la sola temperatura dell'aria esterna può variare da un minimo di -60°C a 12 000 m a oltre 40°C a terra in zone molto calde.

Il dimensionamento parte da un **bilancio termico** dell'abitacolo, che tiene conto di tutti i fattori che ne influenzano la temperatura:

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

Il riscaldamento cinetico

Un corpo che si muove nell'aria a velocità V vede la propria superficie riscaldarsi, perché l'aria vi si arresta convertendo energia cinetica in entalpia:

$$\Delta T_{\text{rist}} = \frac{V^2}{2c_p}. \quad (7.2)$$

A $M = 0,85$ ($V \simeq 250 \text{ m/s}$) valgono circa 31 K: la parete di un liner in crociera non è a $-56,5^\circ\text{C}$ ma a circa -25°C . A $M = 2$ il salto sale a 173 K, e la parete supera i 100°C : ecco perché sui supersonici il problema termico è *smaltire* calore anche in quota.

Il segno del problema. 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 i velivoli da combattimento, dove attraverso le ampie superfici dei trasparenti passa un forte irraggiamento nell'abitacolo. Inoltre molte apparecchiature del **vano avionica** devono essere direttamente raffreddate — o, più raramente, riscaldate — per mantenere gli strumenti entro l'intervallo di temperatura operativa.

Esercizio svolto 7.5 – Bilancio termico: qual è il caso dimensionante?

Una cabina da $n = 150$ passeggeri (calore sensibile 120 W a persona) ospita apparati che dissipano 8 kW. Le pareti hanno superficie $A = 250 \text{ m}^2$ e trasmittanza globale $U = 1,2 \text{ W}/(\text{m}^2 \text{ K})$; la temperatura di cabina è 22°C . Confrontiamo due condizioni: (a) crociera con $T_{\text{ext}} = -56,5^\circ\text{C}$; (b) sosta a terra in zona equatoriale con $T_{\text{ext}} = 45^\circ\text{C}$ e un apporto per insolazione di 15 kW.

Fase 1 – I carichi interni

$$\dot{Q}_{\text{pax}} = 150 \cdot 120 = 18 \text{ kW}, \quad \dot{Q}_{\text{avio}} = 8 \text{ kW}.$$

Fase 2 – Crociera

La conduzione attraverso le pareti *disperde*:

$$\dot{Q}_{\text{cond}} = U A (T_{\text{cab}} - T_{\text{ext}}) = 1,2 \cdot 250 \cdot 78,5 \simeq 23,6 \text{ kW}.$$

Bilancio: $18 + 8 - 23,6 = 2,4 \text{ kW}$ da *fornire*.

Fase 3 – Sosta a terra in zona calda

Ora la conduzione *apporta* calore ($T_{\text{ext}} > T_{\text{cab}}$):

$$\dot{Q}_{\text{cond}} = 1,2 \cdot 250 \cdot (22 - 45) = -6,9 \text{ kW} \quad (\text{cioè } +6,9 \text{ entranti}),$$

e si aggiunge l'insolazione. Bilancio:

$$18 + 8 + 6,9 + 15 \simeq 47,9 \text{ kW} \text{ da } \mathbf{asportare}.$$

Risultato

In crociera servono appena 2,4 kW di riscaldamento — che la bleed air fornisce gratis; a terra, fermo al sole, occorre asportare quasi 48 kW. *Il caso dimensionante non è la crociera: è il velivolo fermo sotto il sole.* È il motivo per cui il gruppo di condizionamento è, prima di tutto, una macchina frigorifera, e per cui l'aria di raffreddamento degli scambiatori dev'essere forzata da una ventola quando il velivolo non si muove.

7.3.2 Il ciclo operativo, in sintesi

Il ciclo dell'impianto 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 si ottiene aria alla temperatura e umidità corrette. Dalla cabina l'aria viene poi scaricata all'esterno attraverso le valvole di controllo della pressurizzazione.

Il ciclo chiuso e perché non si usa

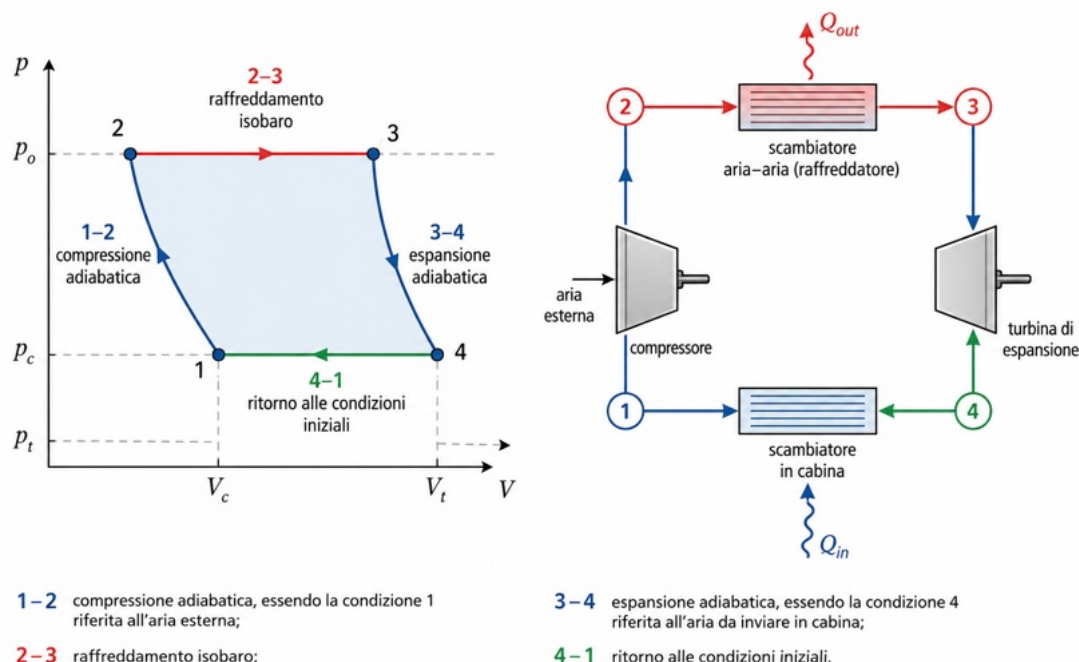
Esistono impianti a **ciclo chiuso**, con ricircolo dell'aria di cabina e uso di scambiatori e filtri attivi per estrarre ossigeno dall'anidride carbonica: si riduce sensibilmente lo spillamento e aumenta la resa del motore. Ma un impianto del genere richiede una migliore tenuta della cabina e finisce con l'essere *più pesante* di quello a ciclo aperto. Il ciclo chiuso è quindi utilizzato quasi solo a bordo di veicoli *extra-atmosferici*, dove è in effetti l'unica soluzione possibile.

7.4 Il ciclo Joule inverso

I cicli frigoriferi maggiormente impiegati a bordo — specialmente sui velivoli dotati di turbo-propulsore — sono i **cicli “ad aria”**: cicli termodinamici nei quali è l'aria stessa a subire le trasformazioni necessarie a portarla nelle condizioni di pressione e temperatura volute.

Il ciclo frigorifero teorico è un **ciclo di Joule inverso**, caratterizzato dalle fasi:

- 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*.



Come si realizzano, in pratica, le quattro fasi?

Fase 1–2. Si realizza *spillando aria da un certo stadio del compressore del propulsore*. L'operazione non viene effettuata agli stadi più bassi, per non compromettere le prestazioni del motore; ci si ritrova quindi con aria a pressione e temperatura che di solito sono *troppo elevate* per l'utilizzo diretto nelle utenze dell'impianto pneumatico (antighiaccio e condizionamento).

Fase 2–3. Si realizza 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* se il velivolo è parcheggiato a terra (e l'esercizio 7.3.1 ci ha appena spiegato perché quella ventola è indispensabile).

Fase 3–4. Si realizza con una valvola di trafilamento o, meglio, attraverso una **turbina**, permettendo così il recupero di parte dell'energia meccanica spesa nella compressione: *questa energia aziona proprio la ventola* che forza l'aria di raffreddamento nello scambiatore. L'espansione, si noti, **non deve avvenire fino alla pressione di partenza**, ma arrestarsi a una pressione più elevata, in modo da consentire la pressurizzazione della fusoliera.

Fase 4–1. Avviene praticamente *all'esterno* del velivolo, quando l'aria viene espulsa dalla fusoliera attraverso le valvole regolatrici della pressurizzazione.

Il ciclo ha un'efficienza non molto elevata, ma data la sua semplicità è il più comunemente adottato.

Esercizio svolto 7.6 – Le temperature del ciclo Joule inverso

L'aria è spillata a $p_2 = 300 \text{ kPa}$ e $T_2 = 200^\circ\text{C}$. Lo scambiatore la raffredda isobaricamente fino a $T_3 = 60^\circ\text{C}$. La turbina la espande fino alla pressione di cabina, $p_4 = 75,6 \text{ kPa}$ (quota cabina 2 400 m). Calcolare la temperatura d'uscita e il lavoro recuperato dalla turbina, con $\dot{m} = 1,0 \text{ kg/s}$.

Fase 1 – L'espansione adiabatca

Dalla relazione isentropica, con $(k-1)/k = 0,2857$ e $T_3 = 333,2 \text{ K}$:

$$T_4 = T_3 \left(\frac{p_4}{p_3} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 333,2 \cdot \left(\frac{75,6}{300} \right)^{0,2857} \simeq 333,2 \cdot 0,6745 \simeq 224,7 \text{ K},$$

cioè $T_4 \simeq -48^\circ\text{C}$.

Fase 2 – Il lavoro della turbina

$$W = \dot{m} c_p (T_3 - T_4) = 1,0 \cdot 1005 \cdot (333,2 - 224,7) \simeq 109 \text{ kW}.$$

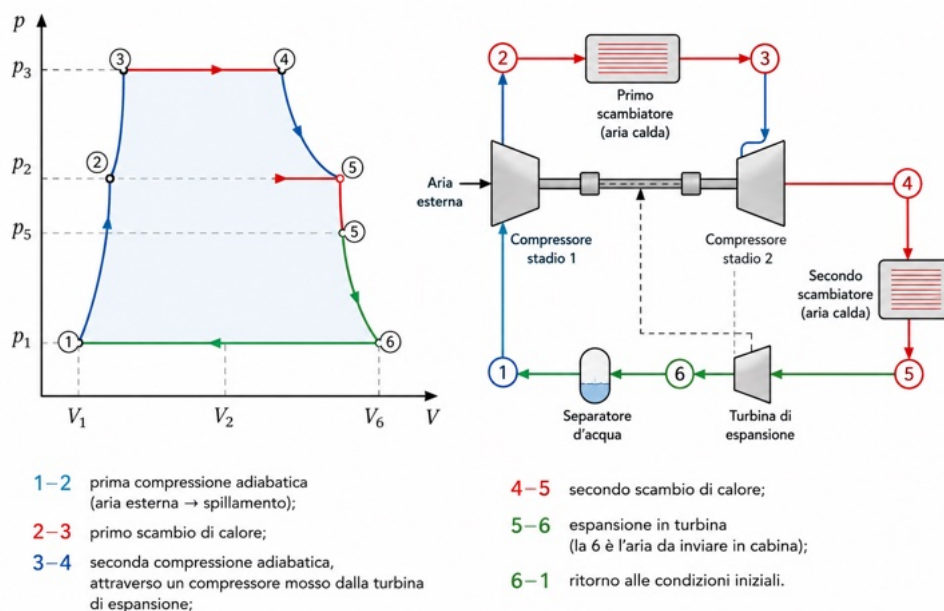
Risultato

L'aria esce dalla turbina a -48°C , ed è *quell'espansione* a produrre il freddo — lo stesso meccanismo che raffreddava l'aria nella turbinetta di avviamento (§5.4) e che ghiaccia i carburatori (§6.3). Qui, però, il prodotto utile è *proprio il freddo*, e il lavoro estratto (109 kW!) è un sottoprodotto che viene riciclato per azionare la ventola dello scambiatore. Nulla si butta.

7.5 Il ciclo bootstrap

Il ciclo semplice viene spesso modificato per aumentarne l'efficacia. La prima modifica è realizzata nei **cicli bootstrap**, nei quali *l'energia fornita dalla turbina di espansione viene utilizzata per un compressore*. Il ciclo diventa:

- 1–2 prima compressione adiabatica (aria esterna → spillamento);
- 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 (la 6 è l'aria da inviare in cabina);
- 6–1 ritorno alle condizioni iniziali.



Questo ciclo, *a pari lavoro sottratto al compressore del propulsore*, permette di arrivare a temperature più basse — e quindi aumenta l'efficacia dello scambiatore — oppure, *a pari calore scambiato*, permette di sottrarre meno energia dal propulsore.

L'aria di raffreddamento degli scambiatori è 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. È comunque possibile dimensionare compressore e turbina in modo da lasciare energia disponibile per la ventola di forzamento: sono i **cicli three wheels** (tre ruote sullo stesso albero: turbina, compressore, ventola).

Esercizio svolto 7.7 – Bootstrap contro Joule: quanto si guadagna

Riprendiamo i dati dell'esercizio 7.4. Nel ciclo bootstrap, dopo il primo scambiatore ($T_3 = 60^\circ\text{C}$, $p_3 = 300\text{ kPa}$) il compressore porta l'aria a $p_4 = 600\text{ kPa}$; il secondo scambiatore la riporta a $T_5 = 60^\circ\text{C}$; poi si espande fino a $p_6 = 75,6\text{ kPa}$.

Fase 1 – La seconda compressione

$$T_4 = T_3 \left(\frac{p_4}{p_3} \right)^{0,2857} = 333,2 \cdot 2^{0,2857} \simeq 406 \text{ K} = 133 \text{ }^\circ\text{C}.$$

Il compressore *riscalda* l'aria: sembra un controsenso, ma il secondo scambiatore la riporta a $60 \text{ }^\circ\text{C}$ a pressione più alta.

Fase 2 – L'espansione finale

Partendo da $T_5 = 333,2 \text{ K}$ e $p_5 = 600 \text{ kPa}$:

$$T_6 = 333,2 \cdot \left(\frac{75,6}{600} \right)^{0,2857} \simeq 184,4 \text{ K} = -89 \text{ }^\circ\text{C}.$$

Fase 3 – Il confronto

$$T_4^{\text{Joule}} = -48 \text{ }^\circ\text{C}, \quad T_6^{\text{bootstrap}} = -89 \text{ }^\circ\text{C} : \quad 40 \text{ K più freddo.}$$

Risultato

Il trucco del bootstrap sta tutto nel *rapporto di espansione*: la seconda compressione porta la pressione da 300 a 600 kPa, e il secondo scambiatore *butta via* il calore così prodotto. Si arriva quindi alla turbina con la stessa temperatura ma a pressione doppia: l'espansione fino alla pressione di cabina è più profonda, e raffredda di 40 K in più. Aria più fredda significa che ne basta *meno* per raffreddare la cabina — e quindi meno spillamento dal motore.

7.5.1 La deumidificazione

Un effetto del raffreddamento è anche l'**aumento dell'umidità relativa**. Se l'aria nelle condizioni iniziali possiede già una forte umidità relativa, questo aumento può portarla oltre il 100 %, e quindi provocare una *condensazione*. La parte di acqua condensata può essere facilmente estratta, ottenendo così una regolazione del contenuto di umidità.

L'acqua estratta non si butta

L'acqua sottratta viene usualmente *iniettata nell'aria di raffreddamento* degli scambiatori, **a monte** di essi, in modo da sfruttarne l'evaporazione per aumentare l'efficacia dello scambiatore. L'evaporazione assorbe calore latente: è un raffreddamento evaporativo gratuito, con un fluido che altrimenti sarebbe uno scarto.

Un'evoluzione importante riguarda *dove* si estrae l'acqua. Fino a qualche tempo fa le temperature all'uscita della turbina erano poco sopra lo $0 \text{ }^\circ\text{C}$, per non correre il rischio di formazione di ghiaccio sulle palette. Adesso si estrae efficacemente l'acqua **prima** del passaggio in turbina, di modo che l'espansione non determini 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, con un dispendio energetico globale molto contenuto.

Per deumidificare, l'umidità va condensata in gocce più grandi. Si ottiene:

- per **centrifugazione**, eliminando poi l'acqua che si raccoglie in periferia;
- forzando l'aria attraverso un **coalescitore**, su cui si formano le gocce, che vengono poi soffiate su piastre di raccolta, lasciate gocciolare e drenate.

7.5.2 La miscelazione finale

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. Nei cicli bootstrap è possibile anche una miscelazione più complessa, utilizzando l'aria che ha subito la *seconda* fase di compressione.

Esercizio svolto 7.8 – Quanta aria fredda serve davvero?

Vogliamo immettere in cabina aria a 22°C , miscelando l'aria fredda del bootstrap ($T_f = -89^\circ\text{C}$) con l'aria calda spillata ($T_c = 200^\circ\text{C}$). Quale frazione di aria fredda occorre?

Fase 1 – Il bilancio entalpico

Detta x la frazione in massa di aria fredda, il miscelamento adiabatico dà (con c_p costante):

$$x T_f + (1 - x) T_c = T_{\text{cab}} \quad \Rightarrow \quad x = \frac{T_{\text{cab}} - T_c}{T_f - T_c}.$$

Fase 2 – Il valore

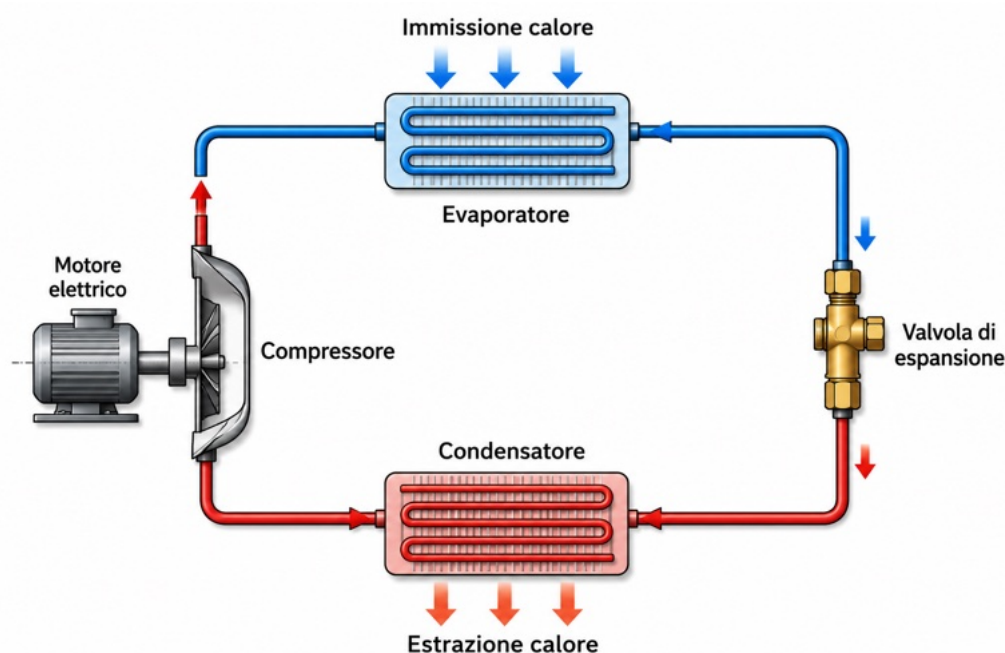
$$x = \frac{22 - 200}{-89 - 200} = \frac{-178}{-289} \simeq 0,62.$$

Risultato

Serve il 62 % di aria fredda. Se il ciclo fosse solo Joule ($T_f = -48^\circ\text{C}$) la frazione salirebbe a $x = 178/248 \simeq 0,72$: il 72 % della portata dovrebbe attraversare il gruppo frigorifero. È in questo senso che l'aria più fredda del bootstrap consente “un modesto apporto di aria fredda in cabina e quindi un dispendio energetico globale molto contenuto”.

7.6 Il 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 proprio ciclo frigorifero, come negli impianti dei veicoli stradali.



Il ciclo del freon è *molto più efficiente*, in quanto sfrutta anche il **cambiamento di fase** da liquido a gassoso (il calore latente!). 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;
- limitati a **temperature massime di lavoro** piuttosto basse (circa 70°C).

Vengono quindi impiegati più raramente. Negli impianti a freon è conveniente adottare un **ricircolo** dell'aria di fusoliera, limitando l'introduzione di aria nuova alle sole necessità di rinnovamento dell'atmosfera interna.

	Joule inverso	Bootstrap	A vapore
Fluido	aria	aria	freon
Efficienza	bassa	media	alta
Cambio di fase	no	no	sì
Peso e semplicità	ottimi	buoni	scarsi
Manutenzione	minima	minima	delicata
Temp. max lavoro	alta	alta	$\simeq 70^{\circ}\text{C}$
Diffusione	la più alta	alta	rara

7.7 La distribuzione dell'aria

Per la distribuzione, l'impianto prevede una rete di condotti con diramazioni e **bocchette di aerazione** in diversi punti della cabina, in modo da garantire una temperatura uniforme in tutto il volume abitabile. In prima approssimazione, a bordo di un velivolo da trasporto si stendono *due o più condotti principali*, da cui si dirameranno le bocchette.

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 ((3.6));

- quelle dovute ai vari **raccordi** delle diramazioni;
- quelle di **sbocco** ((3.8)).

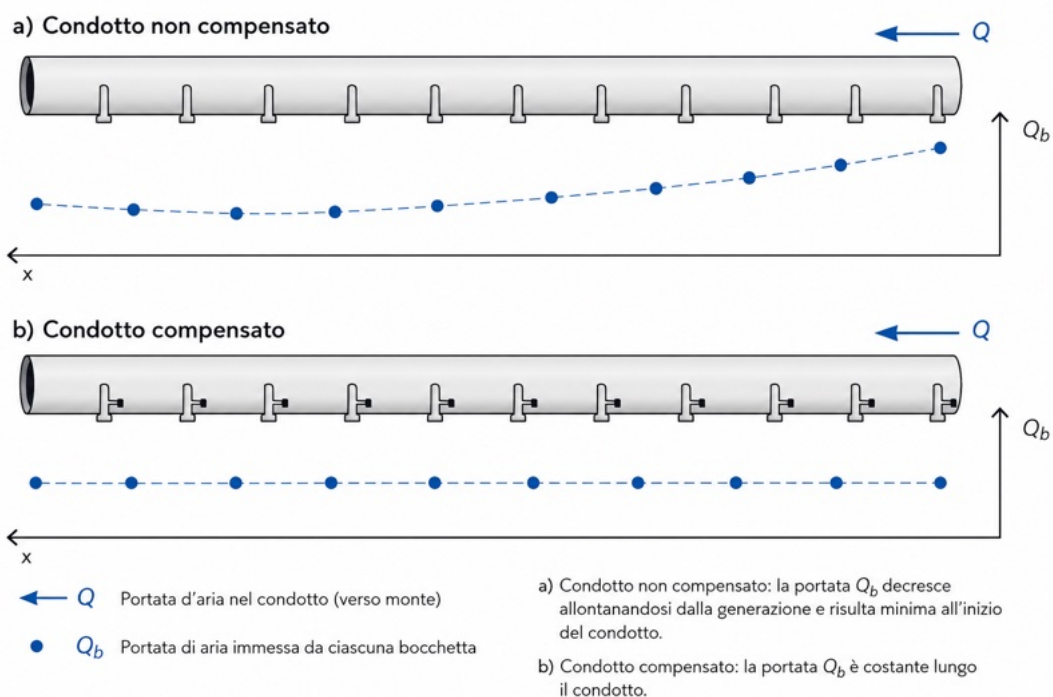
7.7.1 Il problema della disuniformità

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.

Un dettaglio controintuitivo

Spesso il punto di *minimo* della portata non si verifica nell'ultima bocchetta, ma un po' prima. Il motivo: le perdite di carico sono proporzionali alla portata *locale* nel condotto, e alla fine del condotto tale portata è ormai piccola — quindi la pressione, negli ultimi tratti, smette quasi di scendere. La curva $Q_b(x)$ ha dunque un minimo interno e poi risale leggermente.

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 a ogni bocchetta sia uguale a quella delle altre.



Esercizio svolto 7.9 – Compensare le bocchette

Lungo un condotto, la pressione disponibile alle quattro bocchette (rispetto all'ambiente cabina) vale rispettivamente 2 000 Pa, 1 700 Pa, 1 400 Pa e 1 200 Pa. Si vuole che ciascuna eroghi $Q_b = 0,05 \text{ kg/s}$. Come si tarano le bocchette?

Fase 1 – La legge della bocchetta

Una bocchetta è una perdita concentrata ((3.8)): $\Delta p = K Q^2$. Imponendo la stessa Q_b a tutte:

$$K_i = \frac{\Delta p_i}{Q_b^2}.$$

Fase 2 – I coefficienti richiesti

Con $Q_b^2 = 2,5 \cdot 10^{-3}$:

Bocchetta	Δp_i [Pa]	K_i [Pa/(kg/s) ²]
1	2000	$8,0 \cdot 10^5$
2	1700	$6,8 \cdot 10^5$
3	1400	$5,6 \cdot 10^5$
4	1200	$4,8 \cdot 10^5$

Risultato

La *prima* bocchetta — quella con più pressione disponibile — va strozzata di più (K maggiore, sezione minore); l'ultima resta quasi aperta. Si “sprecano” deliberatamente 800 Pa sulla prima bocchetta per pareggiare le portate: la disuniformità di temperatura in cabina è un difetto peggiore di una piccola perdita di carico. È lo stesso principio del *bilanciamento* degli impianti termici civili, e un'applicazione diretta della $\Delta p = K Q^2$ del cap. 3.

7.7.2 Il riuso dell'aria di cabina

L'aria estratta dalla cabina non viene buttata subito: viene inviata nei **vani cargo**, che risultano così pressurizzati e riscaldati (è ciò che consente il trasporto di animali vivi in stiva), e utilizzata per il **raffreddamento dei vani avionica**, prima di essere espulsa dalle valvole di efflusso. Nulla si spreca: ogni chilogrammo di bleed air è costato spinta.

La pressurizzazione ha un tallone d'Achille: la decompressione. Se la fusoliera perde improvvisamente la pressione a quota di crociera, 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. Serve un impianto dedicato esattamente a quella emergenza — ed è anche la seconda delle due strade che avevamo individuato nel §7.1.1: aumentare la percentuale di ossigeno anziché la pressione totale.

Capitolo 8

L'impianto ossigeno

◉ Dove stiamo andando

Nel capitolo precedente avevamo individuato *due* strade per mantenere la pressione parziale di ossigeno entro i limiti fisiologici (§7.1.1): aumentare la pressione totale — la pressurizzazione — oppure aumentare la percentuale di ossigeno nell'aria. Abbiamo percorso a fondo la prima; ora tocca alla seconda. Ci chiediamo subito: perché non si usa *al posto* della pressurizzazione, riducendo così le sollecitazioni sulla fusoliera? Scopriremo che ci sono due ostacoli — uno di sicurezza e uno fisiologico — e che quest'ultimo ha una quota precisa, i 33 000 ft, che verificheremo con il modello degli scambi alveolari. Poi vedremo l'impianto come esiste davvero: di *emergenza* sui velivoli civili, *continuo* su molti militari; e le sue forme — bombole di ossigeno gassoso o liquido, generatori chimici, sistemi che separano l'ossigeno dall'aria dell'impianto pneumatico.

8.1 La seconda via: arricchire d'ossigeno

Un modo per consentire la respirazione anche a quote elevate è **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*: meno Δp significa meno spessore, meno peso, meno problemi di fatica. La tentazione è forte, e vale la pena quantificarla prima di scoprire perché non funziona.

Esercizio svolto 8.1 – Quanto si guadagnerebbe strutturalmente?

Un velivolo vola a 40 000 ft ($p_{\text{ext}} = 2,72$ psi). Confrontiamo il Δp necessario con quota cabina civile (8 000 ft) e con quota cabina militare (20 000 ft, dove l'equipaggio indossa la maschera).

Fase 1 – Le pressioni di cabina

Dalla tabella ISA (appendice A.2):

$$p(8\,000\text{ ft}) = 10,92\text{ psi}, \quad p(20\,000\text{ ft}) = 6,75\text{ psi}.$$

Fase 2 – Le due pressioni differenziali

Dalla (7.1):

$$\Delta p_{\text{civ}} = 10,92 - 2,72 = 8,20 \text{ psi}, \quad \Delta p_{\text{mil}} = 6,75 - 2,72 = 4,03 \text{ psi}.$$

Fase 3 – La riduzione

$$1 - \frac{4,03}{8,20} \simeq 51 \, \%.$$

Poiché lo spessore del rivestimento è proporzionale a Δp (esercizio 7.2.5: $\sigma_\theta = \Delta p r / t$), anche lo spessore — e in prima approssimazione il peso della struttura pressurizzata — si dimezza.

Risultato

Portare la quota cabina da 8 000 ft a 20 000 ft dimezza il carico di pressurizzazione. È esattamente ciò che fanno i velivoli militari con equipaggio in posizione fissa: accettano una cabina “in quota” e compensano con la maschera a ossigeno, guadagnando peso strutturale e resistenza a fatica. Per velivoli con quota di tangenza molto elevata *può infatti essere conveniente limitare la pressurizzazione*, tenendo conto che le quote più alte vengono raggiunte solo in rare condizioni e per tempi limitati.

Perché allora non lo si fa anche sui velivoli civili? Per due ragioni.

8.1.1 Primo ostacolo: gli incendi

Una cabina arricchita d'ossigeno presenta **notevoli pericoli dal punto di vista della propagazione di eventuali incendi**. L'ossigeno è il comburente per eccellenza (cap. 10): in un'atmosfera arricchita, materiali normalmente difficili da accendere bruciano con violenza, e un principio d'incendio che sarebbe circoscritto diventa incontrollabile in pochi secondi. Con centinaia di passeggeri a bordo, il rischio è inaccettabile.

8.1.2 Secondo ostacolo: il limite dei 33 000 ft

C'è poi un limite fisiologico insuperabile: *la respirazione a una pressione equivalente di oltre 33 000 ft inizia a essere carente anche in atmosfera di ossigeno puro*, perché si riduce molto lo scambio alveolare.

Questa affermazione merita di essere capita a fondo, perché a prima vista sembra paradossale: se respiro ossigeno al 100 %, come può mancarmi l'ossigeno?

L'equazione dei gas alveolari

Nell'alveolo l'aria inspirata non arriva pura: si mescola con *vapore acqueo* (che alla temperatura corporea satura a $p_{\text{H}_2\text{O}} = 47 \text{ mmHg}$, indipendentemente dalla quota!) e con l'*anidride carbonica* prodotta dal metabolismo. La pressione parziale dell'ossigeno negli alveoli vale quindi

$$p_{\text{A},\text{O}_2} = F_{i,\text{O}_2} (p - p_{\text{H}_2\text{O}}) - \frac{p_{\text{A},\text{CO}_2}}{\mathcal{R}}, \quad (8.1)$$

dove F_{i,O_2} è la frazione di ossigeno nell'aria inspirata, p la pressione ambiente, $p_{\text{A},\text{CO}_2} \simeq$

40 mmHg e $\mathcal{R} \simeq 0,8$ il quoziente respiratorio.

I due termini sottrattivi sono *costanti*: non scalano con la quota. Ecco perché salendo il margine si assottiglia molto più in fretta di quanto la sola pressione ambiente lascerebbe supporre.

Esercizio svolto 8.2 – Verifica del limite dei 33 000 ft

Verificare, con la (8.1), che a 33 000 ft la respirazione di ossigeno puro fornisce agli alveoli la stessa pressione parziale che l'aria fornisce al livello del mare — e che oltre quella quota il margine si esaurisce.

Dati

$p_{\text{H}_2\text{O}} = 47 \text{ mmHg}$; $p_{\text{A},\text{CO}_2} = 40 \text{ mmHg}$; $\mathcal{R} = 0,8$; $p(0 \text{ ft}) = 760 \text{ mmHg}$;
 $p(33\,000 \text{ ft}) = 196,5 \text{ mmHg}$.

Fase 1 – Al livello del mare, respirando aria

Con $F_{i,\text{O}_2} = 0,21$:

$$p_{\text{A},\text{O}_2} = 0,21 \cdot (760 - 47) - \frac{40}{0,8} = 149,7 - 50 \simeq 99,7 \text{ mmHg}.$$

È il valore fisiologico normale (circa 100 mmHg).

Fase 2 – A 33 000 ft, respirando ossigeno puro

Con $F_{i,\text{O}_2} = 1,00$:

$$p_{\text{A},\text{O}_2} = 1,00 \cdot (196,5 - 47) - 50 = 149,5 - 50 \simeq 99,5 \text{ mmHg}.$$

Fase 3 – Il confronto e il limite

$$99,5 \text{ mmHg} \simeq 99,7 \text{ mmHg}.$$

Salendo ancora, con ossigeno puro: a 35 000 ft si scende a 81,8 mmHg; a 38 000 ft circa si raggiunge la soglia critica di 60 mmHg; a 40 000 ft restano appena 43,7 mmHg.

Risultato

Il risultato è di quelli che fanno capire una frase letta cento volte. **A 33 000 ft l'ossigeno puro riporta il polmone esattamente alle condizioni del livello del mare in aria:** è la quota in cui abbiamo speso *tutta* la nostra riserva, passando dal 21 % al 100 %. Sopra, non c'è più nulla da spendere: la pressione totale è ormai così bassa che, tolti i 47 mmHg di vapore acqueo e i 50 mmHg equivalenti di CO_2 , resta troppo poco. Da qui in poi l'unica strada è respirare ossigeno *in sovrappressione* (*pressure breathing*) — una tecnica faticosa e riservata agli equipaggi militari addestrati. Ecco perché la pressurizzazione non è sostituibile: l'ossigeno non è un'alternativa, è un *complemento*.

Il conto “rapido” del capitolo precedente

Nel §7.1.1 avevamo usato la via semplificata: 80 mmHg necessari, ossigeno al 20 %, quindi $80/0,20 = 400$ mmHg di pressione totale, cioè circa 15 000 ft. Il calcolo ISA rigoroso colloca i 400 mmHg a 16 700 ft; e il modello alveolare (8.1) mostra che a 15 000 ft la pressione alveolare reale è ben più bassa. Le due stime non sono in contraddizione: la prima tratta gli 80 mmHg come pressione parziale *ambientale* (una scorciatoia didattica), la seconda come pressione *alveolare* (il dato fisiologico vero). Quando un modello semplice e uno raffinato danno risposte diverse, il compito dell'ingegnere è sapere *che cosa* ciascuno sta calcolando.

8.2 L'ossigeno di emergenza sui velivoli civili

A bordo dei velivoli da trasporto civile, se viene meno la pressurizzazione a una quota superiore ai 10 000 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**.

Perché la decompressione è più insidiosa dell'ipossia lenta

Tutti i velivoli civili sono dotati di sistemi di emergenza che distribuiscono ossigeno ai passeggeri in caso di decompressione della fusoliera. In tali condizioni *le conseguenze dell'ipossia sono esaltate dalla velocità con cui si verifica la decompressione*: la perdita di conoscenza è **più rapida e priva di sintomi premonitori**. Non c'è il tempo di accorgersi di stare male: per questo le maschere devono cadere da sole, e per questo la procedura dei piloti è ferrea — prima la propria maschera, poi la discesa d'emergenza.

Sul velivolo verranno quindi imbarcate **bombole** con una quantità di ossigeno sufficiente alla respirazione di *tutti* i passeggeri fino alla discesa sotto la quota di sicurezza. Il dimensionamento è dunque un problema ben posto: portata per persona, numero di persone, tempo di discesa.

Esercizio svolto 8.3 – Dimensionare la riserva di ossigeno

Un velivolo trasporta $n = 150$ passeggeri. Ciascuna maschera eroga $\dot{V} = 4$ L/min di ossigeno (flusso continuo, a pressione ambiente). La discesa d'emergenza sotto i 10 000 ft richiede $t = 15$ min. Le bombole sono caricate a 126 atm. Dimensionare la riserva.

Fase 1 – Il volume di ossigeno necessario

$$V = n \dot{V} t = 150 \cdot 4 \cdot 15 = 9000 \text{ L} \quad (\text{a } 1 \text{ atm}).$$

Fase 2 – Il volume geometrico delle bombole

Assumendo un'espansione isoterma (legge di Boyle, $pV = \text{cost}$):

$$V_{\text{geom}} = \frac{V}{p_{\text{bombola}}} = \frac{9000}{126} \simeq 71,4 \text{ L}.$$

Per esempio due bombole da 36 L, oltre ai margini normativi.

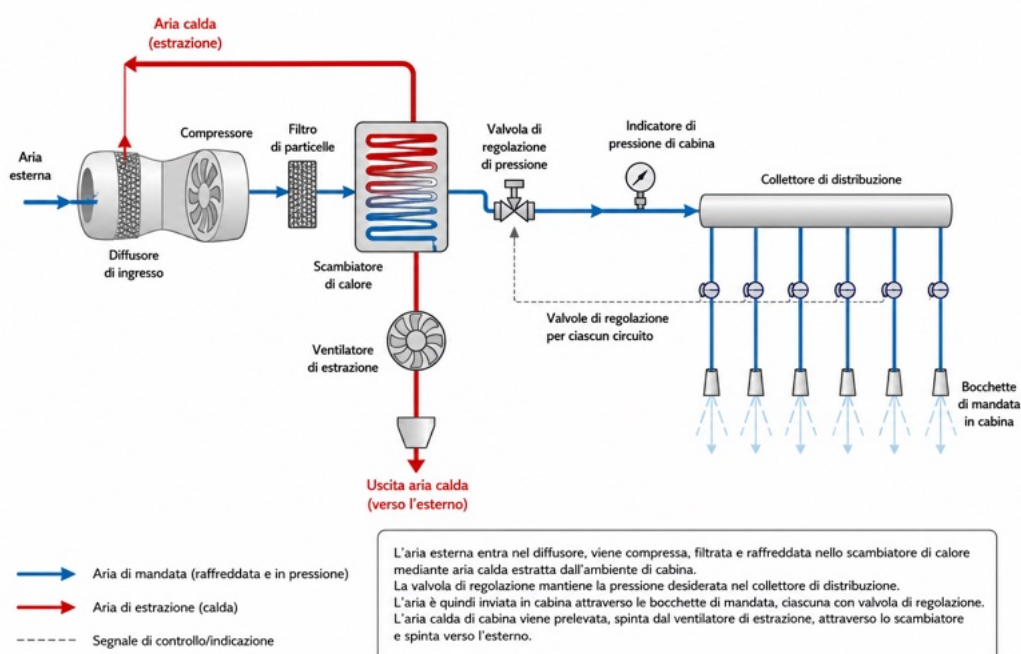
Fase 3 – La massa dell'ossigeno

Con $\rho_{O_2} \simeq 1,43 \text{ kg/m}^3$ in condizioni normali:

$$m = 9,0 \cdot 1,43 \simeq 13 \text{ kg} \quad \text{di ossigeno.}$$

Risultato

Tredici chilogrammi di ossigeno — ma le bombole d'acciaio che lo contengono a 126 atm ne pesano molti di più, e vanno collegate a una rete di distribuzione che raggiunge ogni fila di sedili, con riduttori e regolatori. È proprio questo bilancio (poca sostanza utile, molta struttura di contenimento) a rendere attraente la soluzione alternativa che vedremo nel §8.4: generare l'ossigeno *sul posto*, quando serve, da una sostanza solida.



8.3 L'impianto ossigeno sui velivoli militari

Nei velivoli militari con equipaggio in posizione fissa è *sempre* presente un sistema che porta ossigeno agli occupanti. Questo sistema svolge **tre funzioni**:

1. apporto di ossigeno in caso di **emergenza per decompressione** della fusoliera;
2. apporto in caso di **espulsione del pilota**;
3. — ed è la differenza sostanziale col civile — consentire il **volo a quote più alte** di quelle previste dall'impianto di pressurizzazione, che come abbiamo visto (esercizio 8.1) viene deliberatamente limitato.

Su questi velivoli *la respirazione via maschera a ossigeno è spesso mantenuta durante tutto il volo*, con concentrazione variabile a seconda della quota: a 35 000 ft **la concentrazione rag-**

giunge il 100 %, altrimenti la pressione alveolare sarebbe comunque insufficiente allo scambio osmotico — ed è esattamente ciò che l'esercizio 8.1.2 ci ha permesso di calcolare.

La maschera a erogatore a domanda

La maschera dell'equipaggio non eroga a flusso continuo, ma a **domanda** (*diluter-demand*): a ogni inspirazione fornisce una miscela aria-ossigeno il cui tenore di ossigeno cresce con la quota cabina, fino all'ossigeno puro. È il modo di razionare una riserva preziosa dandone ogni volta esattamente quanto serve — lo stesso principio della regolazione retroazionata sulla pompa (§4.4): si produce su richiesta, non si spreca.

Qualora si esaurisse la scorta o andasse in avaria l'impianto, l'equipaggio può collegarsi alla **bombola in dotazione con il sedile eiettabile**, che assicura la respirazione per un tempo limitato. Il sedile eiettabile, del resto, è dotato di propri *generatori di ossigeno* per l'espulsione ad alta quota, insieme al paracadute stabilizzatore, al radiolocalizzatore e al kit di sopravvivenza.

8.4 Le forme dell'ossigeno a bordo

L'ossigeno può trovarsi a bordo in forma **gassosa** o **liquida** (con raffreddamento) — condizioni che richiedono entrambe un *frequente rifornimento*.

Ossigeno gassoso: bombole ad alta pressione ($\simeq 126$ atm), di colore verde, con la dicitura *Aviator's Breathing Oxygen*. È più secco di quello medicale, perché l'umidità congelerebbe nei riduttori alle basse temperature di quota. Semplice e affidabile, ma pesante (esercizio 8.2).

Ossigeno liquido (LOX): molto più denso, quindi compatto a parità di massa stivata; richiede però contenitori criogenici isolati e soffre di evaporazione continua. Tipico di velivoli militari di vecchia concezione.

8.4.1 I sistemi di separazione dall'aria (OBOGS)

Attualmente **molti velivoli militari sono equipaggiati con sistemi che separano le molecole di ossigeno** nell'aria proveniente dall'impianto pneumatico. Setacci molecolari (zeoliti) trattengono selettivamente l'azoto e lasciano passare un flusso arricchito di ossigeno: si genera ossigeno *a bordo, in volo, dall'aria che c'è già*, azzerando i rifornimenti.

La dipendenza che va spezzata

Il sistema di separazione è *strettamente vincolato al funzionamento dell'impianto pneumatico* — che a sua volta dipende dai motori. Se i motori si fermano, o se lo spillamento viene a mancare, l'ossigeno finisce nell'istante esatto in cui serve di più. Per questo un impianto OBOGS **prevede comunque una riserva di ossigeno di emergenza** indipendente. È il principio della ridondanza che percorre tutta questa monografia: una fonte sola non basta mai, e due fonti che dipendono dalla stessa sorgente sono, in realtà, una fonte sola.

8.4.2 I generatori chimici di ossigeno

Per i passeggeri dei velivoli civili la tendenza moderna è sostituire bombole e rete di distribuzione con **kit modulari indipendenti a generazione chimica**. Sopra ogni fila di sedili un piccolo generatore contiene **clorato di sodio**, che una volta innescato — dal gesto stesso di tirare la maschera verso di sé — sostiene una reazione esotermica di decomposizione:



La reazione libera ossigeno per circa **15 minuti**, il tempo dimensionato per la discesa d'emergenza a quota respirabile.

Esercizio svolto 8.4 – La candela di ossigeno

Quanto clorato di sodio serve per una “candela” che alimenti 3 maschere (una fila di sedili) per 15 min a 4 L/min ciascuna? Masse molari: $M_{\text{NaClO}_3} = 106,44 \text{ g/mol}$, $M_{\text{O}_2} = 32 \text{ g/mol}$; volume molare a 20 °C e 1 atm: $V_m = 24,06 \text{ L/mol}$.

Fase 1 – L'ossigeno richiesto

$$V = 3 \cdot 4 \cdot 15 = 180 \text{ L} \quad \Rightarrow \quad n_{\text{O}_2} = \frac{180}{24,06} \simeq 7,48 \text{ mol.}$$

Fase 2 – La stechiometria

Dalla (8.2), ogni mole di clorato produce $\frac{3}{2}$ moli di ossigeno:

$$n_{\text{NaClO}_3} = \frac{2}{3} n_{\text{O}_2} = \frac{2}{3} \cdot 7,48 \simeq 4,99 \text{ mol.}$$

Fase 3 – La massa

$$m = 4,99 \cdot 106,44 \simeq 531 \text{ g.}$$

La resa in massa della reazione è $\frac{3}{2} M_{\text{O}_2} / M_{\text{NaClO}_3} = 48/106,44 \simeq 45 \%$.

Risultato

Poco più di mezzo chilogrammo di sale per una fila di sedili — e spariscono bombole ad alta pressione, riduttori, regolatori e tubazioni di distribuzione. Ogni modulo è autonomo, leggero e senza manutenzione in pressione. Il rovescio della medaglia: il generatore, una volta innescato, *non si ferma*, e la reazione è **calda** (il contenitore raggiunge centinaia di gradi). I moduli vanno perciò trattati e trasportati con le cautele dei materiali pericolosi — lezione che l'aviazione ha imparato a caro prezzo, con generatori chimici imbarcati in stiva come normale carico.

8.5 Quadro riassuntivo

	Civile	Militare
Funzione	emergenza	continua + emergenza
Quota cabina	8 000 ft	20 000 ft
Δp	pieno (da 8 psi a 9 psi)	ridotto ($\simeq$ metà)
Attivazione	automatica ($> 10\,000 \text{ ft}$)	tutto il volo
Fonte pax	generatori chimici	—
Fonte equipaggio	bombole	bombole, LOX o OBOGS
Erogazione	flusso continuo	a domanda (diluter-demand)
Riserva ultima	—	bombola del sedile eiettabile



Abbiamo appena detto che l'ossigeno arricchito è pericoloso perché alimenta gli incendi. Ma a bordo di combustibile ce ne sono decine di tonnellate, e di ossigeno — quello dell'aria — ce n'è ovunque. Il prossimo capitolo affronta l'impianto che porta il primo ai motori senza mai far incontrare i due: l'impianto combustibile.

Capitolo 9

L'impianto combustibile

◉ Dove stiamo andando

L'impianto combustibile ha uno scopo che si enuncia in una riga: *stivare il combustibile necessario e portarlo ai motori nelle condizioni di pressione e di portata richieste*. Dietro quella riga c'è un capitolo intero. Cominciamo dal **dove** mettere decine di tonnellate di liquido — una scelta che tocca il centraggio, il momento d'inerzia in rollio e persino la flessione dell'ala. Poi i **tipi di serbatoio**, il **rifornimento** (e lo scarico rapido), l'**architettura interna** (paratie, pozzetti, sfiati), la **misura della quantità** — che è un problema più sottile di quanto sembri, perché ai motori interessa la massa e le sonde misurano il livello. Chiudiamo con la **rete di distribuzione** e con il *calcolo dell'impianto*: il diagramma di funzionamento della pompa, dove ritroveremo la $\Delta p = KQ^2$ e scopriremo una condizione di esistenza che decide quante pompe servono.

9.1 Scopo e componenti

I componenti principali dell'impianto sono:

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

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

9.2 I combustibili aeronautici

Prima di stivarlo, conviene conoscerlo. Perché ci sia combustione servono simultaneamente un *combustibile*, un *comburente* (sostanza contenente ossigeno, tipicamente l'aria) e una *temperatura di innesco* adeguata: il “triangolo del fuoco”, che ci servirà due volte — qui per *fare* la combustione nei motori, nel cap. 10 per *impedirla* ovunque altrove.

Le tre temperature di un combustibile

Punto di infiammabilità (*flash point*): la temperatura minima alla quale il liquido emette vapori sufficienti a formare con l'aria una miscela che *si accende se innescata*

da una scintilla (fiamma non autosostenuta).

Punto di accensione (*fire point*): la temperatura minima alla quale la combustione, una volta innescata, *si autosostiene*.

Punto di congelamento (*freeze point*): la temperatura alla quale il combustibile inizia a solidificare.

Il flash point è sempre più basso del fire point: prima il liquido diventa *infiammabile*, poi *capace di bruciare stabilmente*.

	Benzina avio	Cherosene (jet fuel)
Flash point	$< 0^{\circ}\text{C}$	$\simeq 38^{\circ}\text{C}$
Fire point	$\simeq 400^{\circ}\text{C}$	$\simeq 230^{\circ}\text{C}$
Freeze point	$\simeq -60^{\circ}\text{C}$	da -60°C a -50°C
Densità (15°C)	$\simeq 0,74\text{ kg/L}$	da $0,75\text{ kg/L}$ a $0,85\text{ kg/L}$

La tabella racconta la divisione dei ruoli. La **benzina** è estremamente infiammabile (i vapori si accendono anche sotto zero) ma richiede alte temperature per autoaccendersi: perfetta per il *motore a scoppio*, dove l'accensione la comanda la candela, ciclo per ciclo. Il **cherosene** è poco infiammabile a temperatura ambiente — più sicuro da maneggiare e da stivare — ma si accende e brucia stabilmente a temperatura più bassa: ideale per il *motore a getto*, dove la combustione, una volta avviata, è continua.

Un “falso amico”

“Il cherosene è più sicuro della benzina” è vero *a temperatura ambiente* (flash point più alto), ma il suo punto di accensione più basso significa che su superfici calde — un condotto di scarico, un freno surriscaldato — il cherosene si accende più facilmente. Le due temperature misurano pericoli diversi: non confondiamole.

Le **benzine avio** sono standardizzate da regolamenti internazionali severi, così che un dato motore possa essere rifornito correttamente in qualsiasi aeroporto del mondo; si riconoscono a vista dal colore (la diffusissima *100LL, low lead*, è azzurra). I **cheroseni** seguono designazioni civili (Jet A, Jet A-1) e militari americane con sigla *JP* (*Jet Propellant*): JP-1, JP-4, JP-5, con specifiche diverse su freeze point e flash point.

Esercizio svolto 9.1 – Litri, chilogrammi e temperatura

I serbatoi di un bireattore contengono $V = 26\,000\text{ L}$ di cherosene ($\rho_{15} = 0,800\text{ kg/L}$ a 15°C). Quanta *massa* è imbarcata se il rifornimento avviene a 15°C ? E a 35°C ? (Coefficiente di variazione relativa della densità: $\simeq 0,0009/\text{K}$.)

Fase 1 – Rifornimento a 15°C

$$m = V\rho_{15} = 26\,000 \cdot 0,800 = 20\,800\text{ kg}.$$

Fase 2 – Rifornimento a 35°C

$$\rho_{35} = \rho_{15} [1 - 0,0009 (35 - 15)] \simeq 0,7856\text{ kg/L} \Rightarrow m \simeq 20\,426\text{ kg}.$$

Risultato

A parità di *litri* imbarcati, in una giornata calda mancano circa 374 kg di combustibile (−1,8 %); in una giornata polare (−20 °C) se ne guadagnano 655 kg. Ma ai motori — e all'autonomia — interessa la *massa*, non il volume. Ecco perché gli indicatori di quantità elaborano anche una misura di temperatura (§9.7), e perché i piani di volo ragionano in chilogrammi.

9.3 La collocazione dei serbatoi

Le quantità di combustibile trasportate raggiungono valori molto elevati, e costituiscono una *percentuale sensibile* del peso a pieno carico. Risulta così importante studiare la corretta posizione di stivaggio, che ha notevole influenza sulla posizione del baricentro e quindi sul **centraggio**. Un corretto posizionamento tiene conto dei volumi disponibili, in modo da lasciare il massimo spazio ai carichi paganti, ma *non può prescindere dai problemi di centraggio*.

9.3.1 L'ala

La collocazione più utilizzata è l'**ala**. I tre motivi costituiscono un piccolo capolavoro di sinergia progettuale:

1. si impiega un volume *scarsamente utilizzabile* per altri scopi (il cassone alare);
2. si colloca il centro di massa del combustibile *in prossimità del baricentro* del velivolo: consumandolo, il centraggio varia poco;
3. si produce una *diminuzione del carico sull'ala*: il peso del combustibile agisce verso il basso, opponendosi alla portanza e alleggerendo la flessione alare.

La soluzione tipica degli attuali velivoli da trasporto passeggeri prevede **due serbatoi alari e uno centrale** nella zona della radice alare. Esistono anche configurazioni con serbatoi negli *impennaggi di coda*: molto sensibili al problema del centraggio (un trim tank di coda, usato in crociera, sposta il baricentro all'indietro riducendo la deportanza dell'equilibratore — e quindi la resistenza indotta).

Esercizio svolto 9.2 – L'alleggerimento della flessione alare

Un velivolo di peso $W = 78\,000$ kg ha semiapertura $b/2 = 14$ m e vola a fattore di carico $n = 2,5$. Assumendo distribuzione di portanza ellittica (centro di spinta a $y_L = 4b/(3\pi \cdot 2) \simeq 5,94$ m dalla radice), valutare lo sgravio di momento flettente alla radice dovuto a 8 000 kg di combustibile alare, con baricentro a $y_c = 6,3$ m.

Fase 1 – Il momento da portanza

Portanza sulla semiala: $L_{\text{semi}} = n W g/2 = 2,5 \cdot 78\,000 \cdot 9,81/2 \simeq 956$ kN.

$$M_L = L_{\text{semi}} y_L = 956 \cdot 10^3 \cdot 5,94 \simeq 5,68 \text{ MN m.}$$

Fase 2 – Lo sgravio del combustibile

Il peso del combustibile in semiala vale $n(m_c/2)g = 2,5 \cdot 4000 \cdot 9,81 \simeq 98,1 \text{ kN}$, applicato a y_c :

$$M_c = 98,1 \cdot 10^3 \cdot 6,3 \simeq 0,62 \text{ MN m.}$$

Fase 3 – La riduzione

$$\frac{M_c}{M_L} = \frac{0,62}{5,68} \simeq 11 \text{ \%}.$$

Risultato

Il combustibile alare riduce di circa l'11 % il momento flettente alla radice: è il cosiddetto *bending relief*. La conseguenza operativa è controintuitiva ma fondamentale: la condizione strutturale più severa per l'ala è ad **ala scarica di combustibile** e velivolo pesante — non a serbatoi pieni. È il motivo per cui i manuali prescrivono di consumare per primo il combustibile dei serbatoi *centrali*, tenendo pieni il più a lungo possibile quelli alari.

9.3.2 La fusoliera

Lo stivaggio *solo* in fusoliera è utilizzato principalmente:

- nei velivoli con **ala di basso spessore** (come spesso i supersonici), dove il volume interno dell'ala sarebbe troppo ridotto;
- quando si vuole garantire un'**elevata manovrabilità in rollio**, riducendo il corrispondente momento d'inerzia.

Esercizio svolto 9.3 – Combustibile in ala o in fusoliera? Il rollio

Confrontiamo il momento d'inerzia rispetto all'asse di rollio di $m_c = 8000 \text{ kg}$ di combustibile, stivati (a) in ala, distribuiti uniformemente fra $y_1 = 2,8 \text{ m}$ e $y_2 = 12,6 \text{ m}$ dalla mezzzeria; (b) in fusoliera, entro un cilindro di raggio $r = 0,9 \text{ m}$.

Fase 1 – Combustibile in ala

Per una semiala di massa $m_c/2$ distribuita uniformemente:

$$I_{\text{semi}} = \frac{m_c/2}{y_2 - y_1} \frac{y_2^3 - y_1^3}{3}, \quad I_{\text{ala}} = 2 I_{\text{semi}} \simeq 5,4 \times 10^5 \text{ kg m}^2.$$

Fase 2 – Combustibile in fusoliera

Cilindro pieno rotante attorno al proprio asse:

$$I_{\text{fus}} = \frac{1}{2} m_c r^2 = \frac{1}{2} \cdot 8000 \cdot 0,81 \simeq 3,2 \times 10^3 \text{ kg m}^2.$$

Fase 3 – Il rapporto

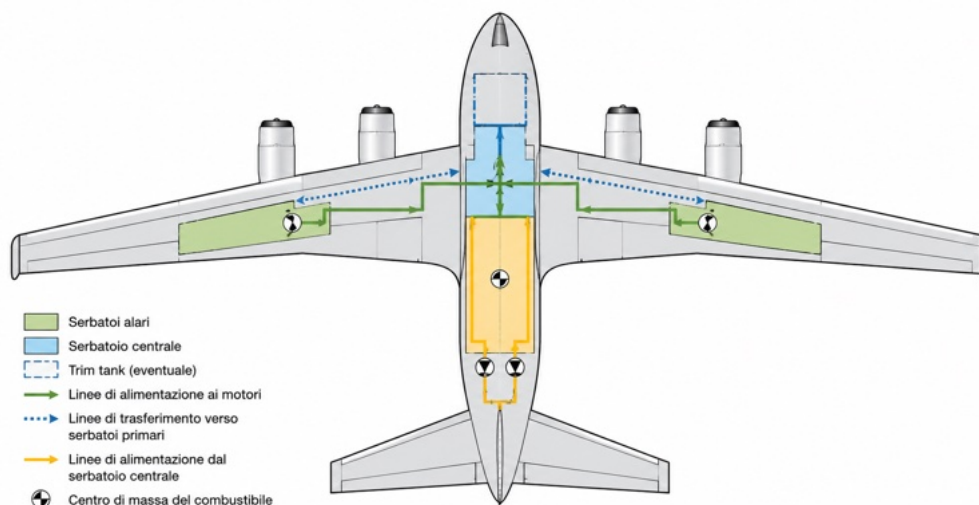
$$\frac{I_{\text{ala}}}{I_{\text{fus}}} \simeq 166.$$

Risultato

Lo stesso combustibile, spostato dall'ala alla fusoliera, riduce il momento d'inerzia di rollio di oltre *due ordini di grandezza*. Per un caccia, la velocità di rotolamento è vita: a pari coppia degli alettoni, l'accelerazione angolare $\dot{p} = M/I_x$ cresce nella stessa proporzione. Ecco perché i velivoli da combattimento portano il combustibile in fusoliera — e perché, per lo stesso motivo, i serbatoi subalari sganciabili vengono *sganciati* prima del combattimento. Il progetto è sempre un compromesso: il liner vuole il combustibile in ala (bending relief, centraggio), il caccia lo vuole in fusoliera (rollio). Stessa fisica, missioni opposte.

9.3.3 I trasferimenti

Per mantenere il centraggio si attivano le **pompe di trasferimento** del combustibile fra i vari serbatoi. Le stesse pompe sono utilizzate per inviare combustibile dai *serbatoi secondari* (o alternativi) a quelli *primari*, che sono i serbatoi di raccolta e alimentazione dei motori.



9.4 I tipi di serbatoio

Serbatoi integrali: di norma impiegati *esclusivamente nelle ali*, sono ricavati dalla struttura stessa, sigillando completamente il vano. Vantaggiosi dal punto di vista del **peso** (la struttura fa da parete), creano però problemi nella realizzazione, nel montaggio e nella conseguente *manutenibilità* dei componenti dell'impianto montati all'interno.

Serbatoi flessibili: sacche di materiale sintetico non attaccabile chimicamente dal combustibile, montate in un vano e fissate in un certo numero di punti d'attacco. Consentono un certo movimento rispetto alla struttura e quindi *non interferiscono con la rigidità strutturale*; d'altra parte, proprio per questa possibilità di movimento, possono avere problemi di **usura**.

Può inoltre risultare difficile montarvi dentro i componenti dell'impianto. Un esempio tipico è l'elicottero Agusta A109, dove i serbatoi si trovano sotto la panchetta dei passeggeri posteriori e si sviluppano in altezza dietro la paratia dell'abitacolo.

Serbatoi rigidi: utilizzati principalmente all'interno delle fusoliere, hanno il vantaggio di costituire un *componente isolato*, indipendente dalla struttura, con la quale interferiscono solo attraverso gli attacchi. Hanno però peso superiore e richiedono cura nell'installazione.

I **serbatoi esterni** sono il caso dei velivoli da combattimento cui è richiesta elevata autonomia, sebbene il vantaggio del combustibile aggiuntivo venga in parte perso dall'*aumento della resistenza aerodinamica*. Vengono appesi sotto l'ala, meno frequentemente sopra l'ala o sotto la fusoliera, e solitamente *sganciati in caso di combattimento*.

Il serbatoio deve contenere un certo numero di componenti dell'impianto: bocchettoni di rifornimento, paratie anti-sbattimento, sfiati, filtri, pozzetti di drenaggio, pompe ausiliarie, misuratori di livello.

9.5 Il rifornimento e lo scarico rapido

Il riempimento avviene attraverso **bocchettoni**, dotati di un filtro grossolano per contenere le impurità maggiori. A seconda del tipo di impianto e dei servizi disponibili a terra, può avvenire:

- **per gravità**, da bocchettoni posti nella parte superiore del serbatoio (impianti semplici);
- **sotto pressione**, di solito in modo *centralizzato*: esiste un pannello di rifornimento accessibile da terra, attraverso il quale si comanda il riempimento di tutti o parte dei serbatoi.

Anche gli impianti complessi, con rifornimento pressurizzato da uno o due pannelli, mantengono comunque i bocchettoni per gravità, da utilizzare in mancanza dei servizi a terra.

Due precauzioni non negoziabili

La messa a terra. Durante il rifornimento occorre collegare elettricamente il velivolo e l'autobotte, per evitare la formazione di archi elettrici dovuti a differenze di potenziale *elettrostatico*. Con i vapori di combustibile presenti — e sappiamo dal flash point quanto poco basti — una sola scintilla sarebbe sufficiente.

Il volume di espansione. I bocchettoni devono essere installati in modo che sia *impossibile riempire completamente* i serbatoi, ma resti un certo volume di espansione, per compensare le dilatazioni del combustibile al variare delle condizioni ambientali (esercizio 9.2: fra -20 e 35°C il volume varia del 5%).

Molti velivoli militari hanno la possibilità di **rifornimento in volo**, attraverso una sonda fissa o estraibile.

9.5.1 Lo scarico rapido

Molti velivoli *non possono atterrare al peso massimo al decollo*. Se devono affrontare un atterraggio di emergenza poco dopo il decollo, hanno la possibilità di scaricare in breve tempo una grossa quantità di combustibile (*fuel jettison*), raggiungendo un peso accettabile all'atterraggio e riducendo il rischio d'incendio successivo.

Esercizio svolto 9.4 – Quanto dura uno scarico d'emergenza

Un bireattore ha MTOW = 78 000 kg e MLW = 65 000 kg (peso massimo all'atterraggio). Decolla al peso massimo e deve rientrare subito. Il sistema scarica a 900 kg/min. Quanto tempo occorre?

Fase 1 – L'eccesso di peso

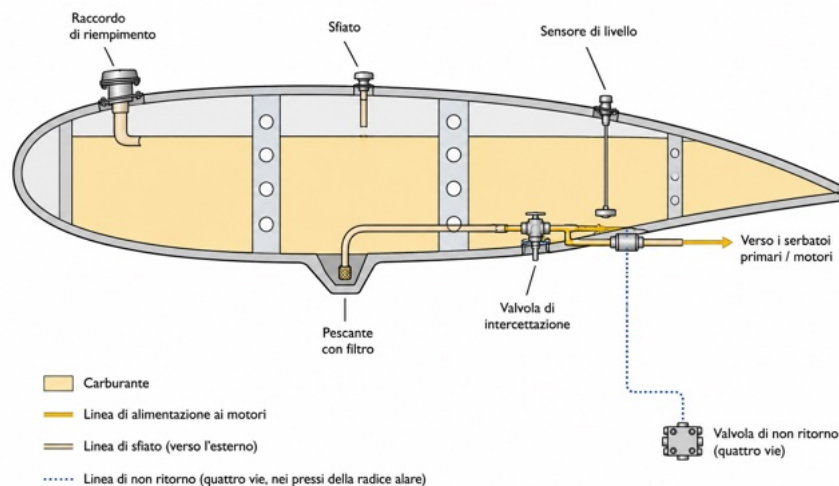
$$\Delta m = 78\,000 - 65\,000 = 13\,000 \text{ kg.}$$

Fase 2 – Il tempo e il volume

$$t = \frac{13\,000}{900} \simeq 14,4 \text{ min,} \quad V = \frac{13\,000}{0,80} \simeq 16\,250 \text{ L.}$$

Risultato

Quasi un quarto d'ora, e oltre sedicimila litri riversati in atmosfera (alle quote e alle velocità di scarico il cherosene si nebulizza ed evapora quasi completamente prima di raggiungere il suolo; le procedure prescrivono comunque quote minime e zone dedicate). Quel quarto d'ora spiega perché lo scarico rapido si comanda *immediatamente* all'insorgere dell'emergenza: è un'operazione che non si improvvisa all'ultimo minuto. Sui velivoli privi del sistema, l'unica alternativa è un *overweight landing*, con ispezione strutturale obbligatoria del carrello dopo l'atterraggio.

9.6 L'architettura interna dei serbatoi

Paratie anti-sbattimento. All'interno dei serbatoi, soprattutto se di dimensioni notevoli, è necessaria la presenza di paratie in grado di **smorzare le oscillazioni** del combustibile indotte dal movimento del velivolo (*sloshing*). I problemi maggiori si hanno in serbatoi molto *allungati*, quali quelli alari; ma un serbatoio alare con forte allungamento è normalmente *integrale*, e comprende quindi al suo interno un certo numero di **centine** che possono bastare a smorzare le oscillazioni.

Le valvole a flabello. I fori di alleggerimento delle centine, usati per consentire il passaggio del combustibile da un settore all'altro, sono spesso dotati di **valvole di non ritorno a flabello**, che tendono a *radunare il combustibile verso la mezzeria* — cioè verso la radice, dove pescano le pompe. È una valvola di non ritorno (§4.5) applicata a un problema di geometria: il combustibile può scendere verso la radice, non risalire verso l'estremità.

Sfiati e pressurizzazione. I serbatoi devono essere dotati di **sfiati** in grado di assicurare la ventilazione durante l'impiego e lo sfogo dell'aria durante il rifornimento. Spesso i serbatoi vengono **pressurizzati**, inviando aria dall'impianto pneumatico (§5.1), in modo da limitare le perdite per vaporizzazione.

Il pozzetto e il drenaggio. Nella parte inferiore è ricavato un **pozzetto di raccolta**, dal quale — dopo un filtro — parte la tubazione di mandata. *La presa del combustibile è ricavata in modo da non pescare direttamente dal fondo*: questo consente di radunare sul fondo del pozzetto le impurità e le eventuali condense d'acqua, che vengono eliminate attraverso apposite **prese di drenaggio** (lo spurgo del controllo pre-volo).

Il pozzetto del volo rovescio

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 capace di assicurare l'alimentazione dei motori per tutto il tempo del volo rovescio. Sotto fattore di carico negativo il combustibile “sale” verso il cielo del serbatoio e la presa di mandata resta a secco: se la riserva non ci fosse, il motore si spegnerebbe.

La pompa del pozzetto. La presa dal pozzetto è spesso dotata di una pompa. Nei *serbatoi ausiliari* essa deve assicurare il travaso ai serbatoi principali; nei *serbatoi principali* è invece utilizzata per assicurare una certa pressione all'ingresso delle pompe principali, **in modo da evitarne l'entrata in cavitazione** — la stessa preoccupazione che avevamo per l'aspirazione dell'impianto oleodinamico (esercizio 4.11.2).

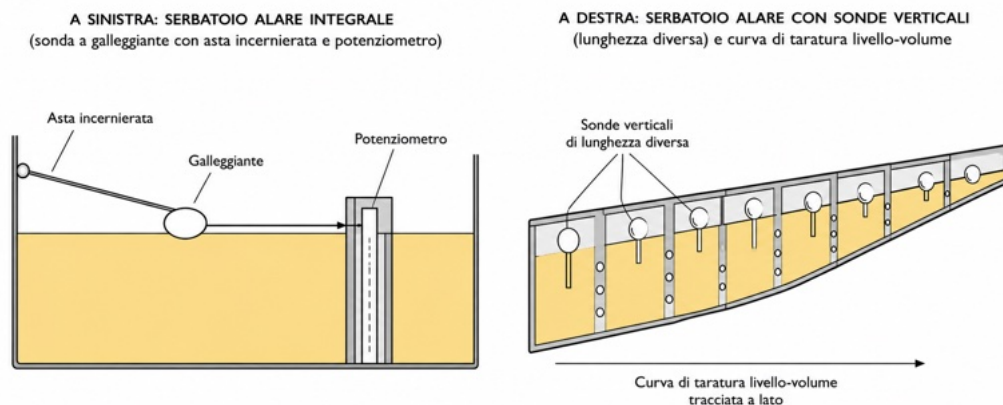
9.7 La misura della quantità

Nei serbatoi sono installate **sonde** per la misura del livello.

Sonde a galleggiante: un galleggiante collegato a una cerniera tramite un'asta; misurando con un *potenziometro* l'inclinazione dell'asta si ottiene una misura del livello. Semplici, poco precise.

Sonde capacitive: la soluzione più raffinata e frequente. Due cilindri coassiali costituiscono le armature di un condensatore; la capacità dipende, oltre che dalla geometria, anche dal **dieletrico** interposto — e il combustibile ha costante dielettrica diversa dall'aria. La capacità risulta quindi legata al livello di carburante all'interno della sonda.

Sonde ultrasoniche: sviluppate recentemente (Boeing 777), misurano il livello in base a un *segnale riflesso dal pelo libero*.



9.7.1 Tre problemi, tre soluzioni

Primo: il segnale oscilla. È conveniente introdurre uno **smorzamento** del segnale di livello, per evitare di leggere sull'indicatore tutte le fluttuazioni presenti nel serbatoio. Si ottiene elaborando opportunamente il segnale, oppure *rallentando la variazione di livello nelle sonde* — per esempio, nelle sonde capacitive, utilizzando **armature finemente forate**: il combustibile entra e esce lentamente, e la sonda “media” da sola.

Secondo: il livello non è il volume. Date le forme spesso assunte dai serbatoi, la correlazione fra livello e volume *non è lineare*. Con le sonde capacitive sarebbe possibile, lavorando la sonda in modo da avere *distanza variabile fra le armature*, costruire sonde che diano direttamente una misura del *volume*: tecnica usata, ma evidentemente costosa. E per molte forme di serbatoio *un'unica sonda non basta*, perché non esiste alcun punto in cui una sonda possa misurare una variazione di livello in tutto il campo di variazione del volume.

Occorre allora ricorrere a **più sonde** ed elaborarne le informazioni: nei serbatoi alari è possibile avere sonde che, per un certo campo di volume, restano *sempre completamente bagnate o completamente asciutte*. L'elaborazione del volume residuo è stata una delle prime funzioni demandate a bordo ai calcolatori; e con un calcolatore digitale è *inutile ricorrere a sonde sagomate*: è più conveniente costruire sonde semplici, che misurano il livello, e impostare nel calcolatore una **curva di taratura**.

Terzo: il volume non è la massa. Per ottenere la massa di combustibile presente occorre avere anche una **misura di temperatura**, in modo da tener conto delle variazioni di densità, che possono essere sensibili — l'esercizio 9.2 le ha quantificate in quasi 2% per 20 K.

Livello → volume → massa: tre grandezze diverse, legate da una curva di taratura (geometria del serbatoio) e da una misura di temperatura (densità). L'indicatore in cabina mostra chilogrammi, ma nessun sensore a bordo misura una massa. È un buon esempio di ciò che significa *misura indiretta*, e di quanto la strumentazione moderna sia, prima di tutto, calcolo.

9.8 La rete di distribuzione

Gli impianti combustibile sono molto vari, a seconda del numero e del tipo di motori e della posizione relativa fra serbatoi e motori.

9.8.1 Dal caso più semplice al plurimotore

Monomotore a carburatore. Con portate modeste, se il serbatoio è montato in modo da trovarsi *in tutti gli assetti di volo* a quota più alta del carburatore, è possibile sfruttare la **gravità**. L'impianto si riduce allora al serbatoio, a una valvola di esclusione, a un filtro e a una presa di spurgo.

Potenze alte e iniezione. Può essere opportuno avere un'**elettropompa**, eventualmente attivata solo per regimi del motore al di sopra di un determinato valore.

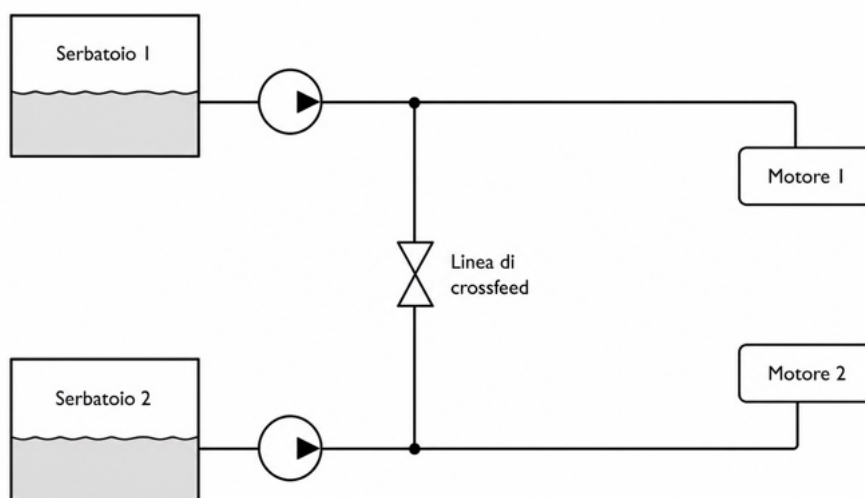
Più serbatoi, più motori. L'impianto si complica per la necessità di utilizzare, per tutti i motori, il carburante contenuto nei vari serbatoi. Nei casi più comuni si hanno, *per ogni motore*, un **serbatoio principale** e un **serbatoio alternativo**. L'alimentazione avviene in condizioni normali dal corrispondente serbatoio principale; è tuttavia possibile o alimentare il motore dal serbatoio alternativo, o travasare il combustibile dall'alternativo al principale.

9.8.2 L'alimentazione incrociata

Sui velivoli plurimotori *deve essere possibile alimentare qualsiasi motore con il combustibile di qualsiasi serbatoio*. Questo è necessario:

- in caso di **piantata di un motore**, per non diminuire troppo l'autonomia del velivolo (il combustibile del motore fermo diventerebbe inutilizzabile);
- per **evitare di squilibrare il velivolo**, mantenendo pieni i serbatoi di un'ala mentre si svuotano quelli dell'altra.

A ciò provvedono le **crossfeed valves** — lo stesso concetto già incontrato nell'impianto pneumatico (§5.3).



9.8.3 Perché servono le pompe

Nei velivoli con turboreattori i consumi raggiungono valori molto alti: le portate sono 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.

Chi comanda la portata

È 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 fra un valore minimo e uno massimo**. Le pompe dell'impianto non “spingono” il combustibile: creano le condizioni perché il motore possa prenderselo.

Le pompe dovranno essere installate in modo da mantenere, per tutti i valori di portata richiesti, una pressione *almeno superiore alla tensione di vapore* del combustibile — pena la **cavitazione**. Dovranno quindi essere installate *il più a monte possibile*: è molto comune avere **elettropompe centrifughe immerse direttamente nei serbatoi** (le *pompe booster*).

Perché qui le pompe sono centrifughe

Nell'impianto oleodinamico servivano *pressioni* altissime a portate minime: pompe volumetriche a pistoncini. Qui serve l'opposto, *portate* generose a pressione modesta, con un fluido infiammabile — e la pompa centrifuga, fluidodinamica, accelera il fluido senza camere a tenuta stagna e tollera perfino di girare a secco per breve tempo. Stessa parola, “pompa”; due macchine e due filosofie opposte (§4.3).

In molti impianti i serbatoi principali hanno pozzetto di raccolta con *valvole di non ritorno*, che impediscono il reflusso del carburante nel serbatoio, e riempimento del pozzetto tramite pompe che prelevano il combustibile da varie parti del serbatoio, oltre che per gravità.

Completano l'impianto le **fire shut-off valves**, che in caso d'incendio a un motore ne tagliano l'alimentazione dall'esterno della zona di fuoco (cap. 10).

9.9 Il calcolo dell'impianto

Le pompe di alimentazione sono solitamente **pompe fluidodinamiche di tipo centrifugo**. Hanno il compito di prelevare il combustibile dai serbatoi primari e 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 occorre tener conto che le portate possono essere rilevanti, e di conseguenza le perdite di carico possono assumere valori sensibili. Nella configurazione spesso adottata dai velivoli commerciali — *serbatoi alari e motori in coda* — le lunghezze delle tubazioni diventano di una certa consistenza, e le perdite di carico ancor più importanti.

Esercizio svolto 9.5 – Motori alari o motori in coda?

Una linea di alimentazione ($D = 40$ mm) porta $\dot{m} = 1,5$ kg/s di cherosene ($\rho = 800$ kg/m³, $\nu = 1,5 \times 10^{-6}$ m²/s). Confrontare le perdite distribuite per $L = 8$ m (motore alare) e $L = 25$ m (motore in coda).

Fase 1 – Velocità e Reynolds

$Q = \dot{m}/\rho = 1,875 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$; $A = 1,257 \times 10^{-3} \text{ m}^2$; dalla (3.2) $v = 1,49 \text{ m/s}$. Dalla (3.5) $Re \simeq 39\,800$: *turbolento*, e per tubo liscio $\lambda \simeq 0,316 Re^{-1/4} \simeq 0,0224$.

Fase 2 – Le perdite (Darcy–Weisbach, (3.6))

$\frac{1}{2}\rho v^2 \simeq 888 \text{ Pa}$, quindi

$$\Delta p_{8\text{ m}} \simeq 3,98 \text{ kPa}, \quad \Delta p_{25\text{ m}} \simeq 12,4 \text{ kPa}.$$

Aggiungendo un 50 % per raccordi e valvole (perdite concentrate, (3.8)): $\simeq 18,7 \text{ kPa}$ per la linea di coda.

Risultato

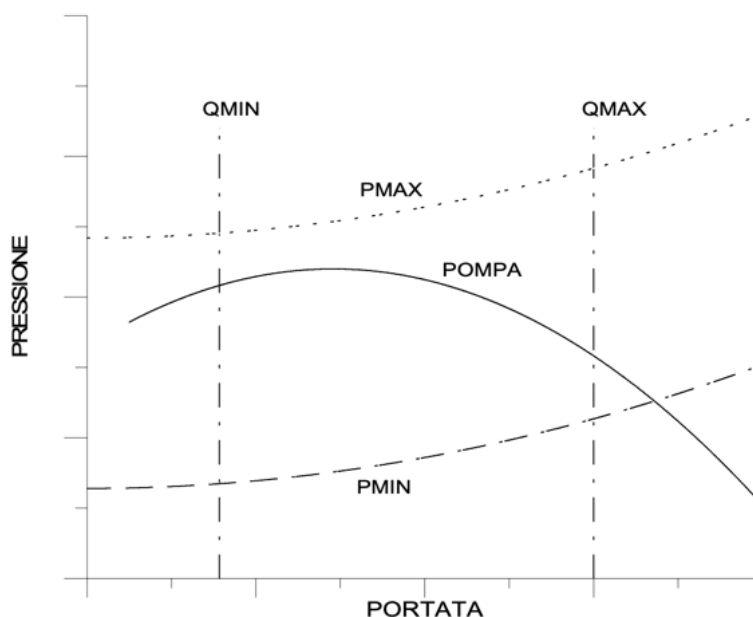
Le perdite triplicano. Non sono cifre drammatiche in assoluto, ma vanno confrontate con la finestra di pressione ammessa all'ingresso motore — poche decine di kPa di ampiezza, come vedremo subito. È in questo senso che la scelta “motori in coda” si paga anche nell'impianto combustibile, non solo in quello strutturale.

9.9.1 Il diagramma di funzionamento della pompa

Ecco il cuore del calcolo. Il motore richiede all'ingresso una pressione compresa fra p_{MIN} e p_{MAX} , per portate fra Q_{MIN} e Q_{MAX} . Ma le pressioni si misurano *alla pompa*: fra pompa e motore si perdono $\Delta p(Q)$, funzione in genere del *quadrato* della portata. Dunque la pressione p_P erogata dalla pompa deve soddisfare, *per ogni* Q nell'intervallo operativo:

$$p_{\text{MIN}} + \Delta p(Q) \leq p_P \leq p_{\text{MAX}} + \Delta p(Q), \quad Q_{\text{MIN}} \leq Q \leq Q_{\text{MAX}}. \quad (9.1)$$

Sul piano Q – p la (9.1) definisce una **banda** delimitata da due parabole; la curva caratteristica della pompa deve restare interamente dentro quella banda.



Esercizio svolto 9.6 – La condizione di esistenza: basta una pompa?

Un motore richiede $p_{\text{MIN}} = 50 \text{ kPa}$, $p_{\text{MAX}} = 350 \text{ kPa}$, con portate fra $Q_{\text{MIN}} = 0,30 \text{ kg/s}$ e $Q_{\text{MAX}} = 1,20 \text{ kg/s}$. Le perdite valgono $\Delta p = K Q^2$. Fino a quale valore di K una *singola* pompa a pressione costante può soddisfare la (9.1)?

Fase 1 – I due vincoli critici

Il vincolo inferiore è più severo alla *massima* portata; quello superiore alla *minima*:

$$p_P \geq p_{\text{MIN}} + K Q_{\text{MAX}}^2, \quad p_P \leq p_{\text{MAX}} + K Q_{\text{MIN}}^2.$$

Fase 2 – La condizione di esistenza

Perché esista almeno un p_P ammissibile, la finestra non dev'essere vuota:

$$p_{\text{MIN}} + K Q_{\text{MAX}}^2 \leq p_{\text{MAX}} + K Q_{\text{MIN}}^2$$

$$K (Q_{\text{MAX}}^2 - Q_{\text{MIN}}^2) \leq p_{\text{MAX}} - p_{\text{MIN}}$$

Fase 3 – Il valore critico

$$K_{\text{crit}} = \frac{p_{\text{MAX}} - p_{\text{MIN}}}{Q_{\text{MAX}}^2 - Q_{\text{MIN}}^2} = \frac{300 \cdot 10^3}{1,44 - 0,09} \simeq 222 \text{ kPa}/(\text{kg/s})^2.$$

Fase 4 – Verifica con $K = 150 \text{ kPa}/(\text{kg/s})^2$

$\Delta p(Q_{\text{MAX}}) = 216 \text{ kPa}$, $\Delta p(Q_{\text{MIN}}) = 13,5 \text{ kPa}$; la finestra è

$$p_P \in [50 + 216, 350 + 13,5] = [266; 363,5] \text{ kPa},$$

ampia 97,5 kPa. Scegliendo $p_P = 300 \text{ kPa}$: a Q_{MIN} il motore riceve 286,5 kPa (✓), a Q_{MAX} riceve 84 kPa (✓). Entrambi dentro [50; 350].

Risultato

La condizione di esistenza è elegantissima e ricca di conseguenze: *le perdite di carico consumano la finestra di pressione del motore*. Se K supera K_{crit} — perché le tubazioni sono troppo strette, o troppo lunghe (i motori in coda!) — **nessuna pompa a pressione costante può funzionare** su tutto il campo di portate. Le vie d'uscita sono tre: ingrossare le tubazioni (riduce K), adottare una pompa a pressione *variabile* con la portata, o installare *più pompe* in serie o in parallelo. Si aggiunga che una pompa centrifuga reale ha caratteristica *decreciente* con Q , mentre la banda *sale* con Q^2 : la caratteristica reale attraversa la banda nel verso peggiore. Ecco perché, di solito, *per ogni serbatoio primario ci sono più pompe che lavorano in serie o in parallelo*.

Le pompe si dimensionano per l'avaria delle altre

Le pompe di ciascun serbatoio primario sono *dimensionate per far fronte all'avaria di quelle degli altri serbatoi primari*. Questo implica che la linea di alimentazione a ogni motore possa essere alimentata in modo incrociato dalle pompe delle altre linee. Ridondanza vera, ancora una volta: non basta avere due pompe, bisogna che ciascuna sia in grado di fare da sola il lavoro di entrambe.

Abbiamo riempito l'aeroplano di decine di tonnellate di liquido infiammabile, e lo abbiamo circondato di cavi elettrici, olio in pressione e aria a 200 °C. Il rischio d'incendio non è un'ipotesi accademica: il prossimo capitolo classifica gli incendi e gli agenti per spegnerli — perché usare l'estintore sbagliato può essere peggio che non usarne affatto.

Capitolo 10

Sicurezza e impianto antincendio

◉ Dove stiamo andando

Nonostante tutti gli sforzi di progettisti, costruttori e gestori, sussiste sempre il rischio di rotture o incidenti che portino alla distruzione della macchina, con pericolo di lesioni anche fatali. A bordo di tutti i velivoli sono quindi previsti sistemi di emergenza che, data la loro natura, devono avere *alta affidabilità*, devono essere *disponibili anche a fronte di serie deficienze dei generatori di potenza di bordo*, e devono essere di *facile utilizzo* — perché servono in condizioni critiche e talvolta vanno usati dai passeggeri. In questo capitolo inquadrriamo prima la distinzione fra **sicurezza attiva** e **sicurezza passiva**; poi i **sistemi di allarme**; quindi il cuore del capitolo, l'**impianto antincendio**, che separeremo nettamente in incendi *durante il volo* e incendi *conseguenti all'atterraggio di emergenza*; infine l'**inibizione dell'esplosione dei serbatoi**.

10.1 Sicurezza attiva e sicurezza passiva

L'insieme dei sistemi di emergenza costituisce la sicurezza del velivolo, che si distingue in *attiva* e *passiva*.

Sicurezza attiva: i sistemi che riducono il rischio che l'incidente grave *si verifichi*:

- sistemi di allarme;
- impianto di rilevamento e soppressione incendio;
- fonti energetiche di emergenza;
- impianto ossigeno di emergenza (cap. 8).

Sicurezza passiva: i 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 e arredi interni anti-crash;
- procedure e sistemi di evacuazione di passeggeri ed equipaggio;
- *crash switch*.

Il criterio della distinzione

La linea di demarcazione è l'istante dell'impatto. *Prima* dell'impatto si lavora sulla **pro-babilità** dell'evento (sicurezza attiva); *dopo* l'impatto si lavora sulla **gravità** delle conseguenze (sicurezza passiva). Il rischio, in ingegneria, è il prodotto dei due fattori: agire su entrambi è l'unico modo di ridurlo davvero. L'incendio è l'unico fenomeno che compare in *tutte e due* le colonne — e per questo gli dedichiamo un capitolo.

10.2 I sistemi di allarme

Un primo tipo di sistema di emergenza è il sistema generale di allarme. La sua necessità nasce dal fatto che ormai molte funzioni sono demandate a *sistemi automatici* fuori dal controllo diretto dell'equipaggio: diventa quindi essenziale che l'equipaggio venga immediatamente informato dell'insorgere di problemi, soprattutto laddove gli automatismi prendono piena autorità su funzioni vitali — controllo del volo, propulsori, e così via.

10.2.1 L'evoluzione

Nelle generazioni precedenti le condizioni anomale venivano segnalate da *spie poste nelle vicinanze* degli strumenti e dei comandi dei singoli sistemi. Questo porta a pannelli di comando estremamente addensati e alla necessità di un *continuo esame panoramico* da parte dell'equipaggio.

Nei 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 a osservare il pannello. Nelle ultime generazioni le informazioni vengono fornite attraverso **display alfanumerici**, con il vantaggio di dare maggior dettaglio sulla causa, informazioni quantitative e talvolta persino sulle *azioni da intraprendere*; si usano anche mezzi sonori, con toni diversi o messaggi vocali.

10.2.2 Il codice dei colori e la procedura di tacitazione

Per facilitare l'individuazione immediata dello stato del sistema si usa da tempo un **codice di colori**:

Colore	Livello	Significato
Rosso	<i>warning</i>	allarme che richiede azione immediata
Giallo	<i>caution</i>	avvertimento: richiede attenzione, non azione immediata
Verde (o altri)	<i>advisory</i>	segnalazione di funzionamento regolare

Esistono inoltre **procedure standardizzate** di segnalazione:

1. all'insorgere dell'anomalia, la luce di allarme *lampeggia* e contemporaneamente suona un segnale acustico;
2. l'operatore interviene con una **tacitazione**, che deve essere conseguente al *riconoscimento* del singolo allarme;
3. il riconoscimento provoca il passaggio *dal lampeggio alla luce continua* e la tacitazione del segnale acustico — **a meno che non sia presente almeno un altro allarme non ancora riconosciuto**.

Perché la luce resta accesa

La sequenza *lampeggio* → *luce fissa* è un piccolo capolavoro di ergonomia. Il lampeggio attira l'attenzione; il riconoscimento lo trasforma in luce fissa, che continua a informare senza più disturbare. E la clausola finale — il suono non tace finché resta un allarme non riconosciuto — impedisce che l'equipaggio, tacitando un allarme, ne seppellisca inconsapevolmente un altro. *L'interfaccia è progettata contro l'errore umano, non solo contro il guasto.*

I sistemi di allarme, oltre a tenere sotto controllo il funzionamento di motori e impianti, riguardano il comportamento del velivolo stesso: ne fanno parte l'avvisatore di **stallo**, l'avvisatore di **ghiaccio** (cap. 6), gli avvisatori di **supero della velocità massima** e di **bassa quota**. Appartengono tutti alla sicurezza *attiva*: il loro scopo è ridurre la possibilità che la situazione degeneri in un incidente grave.

10.3 Gli incendi durante il volo

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

Gli incendi in volo (sicurezza attiva) possono essere provocati:

- dalle varie **sorgenti di calore** presenti;
- da **cortocircuiti** nell'impianto elettrico (cap. 2);

e vengono sviluppati dalla presenza di sostanze infiammabili quali *i combustibili* (cap. 9), *i lubrificanti* e *i liquidi dell'impianto idraulico* (cap. 4).

Guardate l'elenco: ogni sostanza pericolosa a bordo è arrivata da un capitolo che abbiamo studiato con entusiasmo. Il combustibile serve a volare, l'olio a muovere i comandi, l'aria calda a sghiacciare l'ala. *Ogni impianto porta con sé il proprio rischio*, e l'antincendio è il capitolo dove si presenta il conto. Questo è il senso profondo della progettazione di sistema: non esistono sottoinsiemi indipendenti.

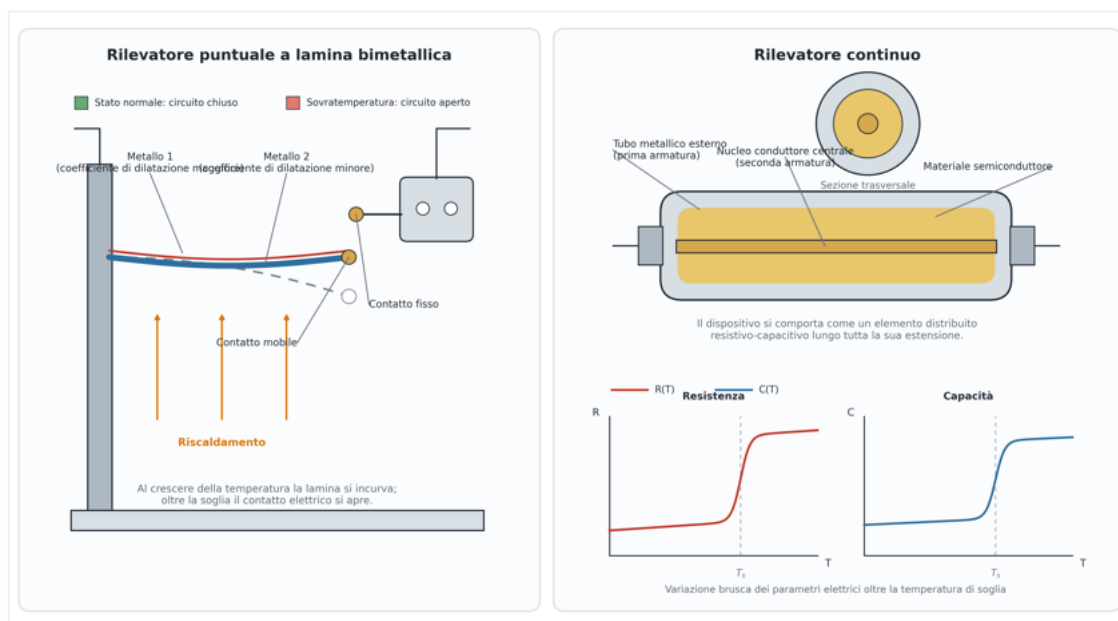
La condizione di incendio in volo è evidentemente molto pericolosa: è necessario poterne *sco- prire la presenza al primo insorgere* e poter *intervenire rapidamente* per estinguerlo. L'impianto è quindi costituito da un sistema di **rilevazione** e da uno di **spegnimento**.

10.3.1 I rilevatori

I rilevatori sono basati su misure di temperatura: forniscono un allarme quando viene rilevata una temperatura al di sopra di un certo valore.

Rilevatori puntuali: basati su **lamine bimetalliche**, che aprono un contatto al di sopra di una certa temperatura. Due metalli con coefficienti di dilatazione diversi, saldati insieme: scaldandosi la lamina si incurva e apre (o chiude) il contatto. Semplici e robusti, ma sorvegliano *un punto*.

Rilevatori continui: costituiti da un *conduttore inserito in un materiale semiconduttore all'interno di un tubo metallico*. È un sistema che possiede sia **resistenza** sia **capacità**, e su entrambe si basa il controllo termico. Due i vantaggi: le caratteristiche elettriche *variano molto bruscamente* al variare della temperatura, e il **doppio controllo** (R e C) conferisce maggiore affidabilità all'allarme. Soprattutto, sorvegliano un'intera linea, non un punto.



10.3.2 La logica a due sensori

I sensori vengono installati in particolari zone del velivolo, e *in ogni zona ne viene installata sempre una coppia*, che manda il segnale a 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 d'incendio, o se si tratta di un malfunzionamento del rilevatore.

Il dilemma della rilevazione incendio

Una caratteristica fondamentale di questi sistemi è *non venire danneggiati dall'incendio stesso senza che si attivi l'allarme*: un rilevatore che bruciasse in silenzio sarebbe peggio di nessun rilevatore. Ma d'altra parte è *ugualmente pericoloso avere falsi allarmi*: uno spegnimento intempestivo in volo significa perdere un motore — e la fiducia dell'equipaggio nel sistema. Le due esigenze tirano in direzioni opposte. La logica a due sensori è la risposta progettuale, e vale la pena quantificarla.

Esercizio svolto 10.1 – Perché due sensori in AND, e non uno solo

Un rilevatore ha, per volo, probabilità di *falso allarme* $p_f = 10^{-3}$ e probabilità di *mancata rilevazione* di un incendio reale $p_m = 2 \cdot 10^{-2}$. Confrontiamo tre architetture: un solo sensore; due sensori in **AND** (allarme solo se entrambi scattano); due sensori in **OR** (allarme se almeno uno scatta). I guasti si assumano indipendenti.

Fase 1 – Logica AND

Un falso allarme richiede che *entrambi* sbagliino:

$$P_f^{\text{AND}} = p_f^2 = 10^{-6}.$$

Una mancata rilevazione avviene se *almeno uno* dei due non vede l'incendio:

$$P_m^{\text{AND}} = 1 - (1 - p_m)^2 = 1 - 0,98^2 \simeq 0,0396.$$

Fase 2 – Logica OR

$$P_f^{\text{OR}} = 1 - (1 - p_f)^2 \simeq 2,0 \cdot 10^{-3}, \quad P_m^{\text{OR}} = p_m^2 = 4,0 \cdot 10^{-4}.$$

Fase 3 – Il confronto

	P_f (falso allarme)	P_m (mancata rilevazione)
Sensore singolo	$1,0 \cdot 10^{-3}$	$2,0 \cdot 10^{-2}$
Due sensori AND	$1,0 \cdot 10^{-6} \quad (\div 1000)$	$4,0 \cdot 10^{-2} \quad (\times 2)$
Due sensori OR	$2,0 \cdot 10^{-3} \quad (\times 2)$	$4,0 \cdot 10^{-4} \quad (\div 50)$

Risultato

*Non esiste l'architettura migliore in assoluto: l'AND abbatta i falsi allarmi di un fattore mille ma raddoppia le mancate rilevazioni; l'OR fa l'esatto opposto. La soluzione adottata a bordo è più raffinata di entrambe: **l'allarme (con estinzione) è in AND, ma il disaccordo fra i due sensori genera un avviso**. Così l'equipaggio viene informato con la sensibilità dell'OR ($2 \cdot 10^{-3}$ per volo, cioè un avviso ogni cinquecento voli circa), ma la scarica pirotecnica degli estintori richiede la certezza dell'AND. Si separa il *sapere* dall'*agire*: è un principio di progettazione che ritroverete ovunque nei sistemi critici.*

10.3.3 Le zone sorvegliate

Il punto tipico è ovviamente il **vano motore**. In caso d'incendio lì, l'equipaggio deve intervenire *prima di tutto bloccando l'afflusso di combustibile*: è fondamentale l'efficienza della valvola di **shut-off** (§9.8). Inoltre tutti i vani motori sono dotati di un sistema di estintori, la cui apertura — che in genere avviene con **carica pirotecnica** — è comandata dalla cabina.

Esercizio svolto 10.2 – Perché prima il combustibile e poi l'estintore

Una linea di alimentazione ($D = 40$ mm, $L = 25$ m, cherosene a 800 kg/m³) alimenta un motore che consuma $\dot{m} = 1,5$ kg/s. Chiusa la valvola di shut-off, per quanto tempo ancora arriva combustibile al motore?

Fase 1 – Il combustibile intrappolato nella linea

$$V = \frac{\pi D^2}{4} L = \frac{\pi 0,040^2}{4} \cdot 25 \simeq 31,4 \text{ L} \Rightarrow m = 31,4 \cdot 0,80 \simeq 25,1 \text{ kg.}$$

Fase 2 – Il tempo residuo

$$t = \frac{m}{\dot{m}} = \frac{25,1}{1,5} \simeq 17 \text{ s.}$$

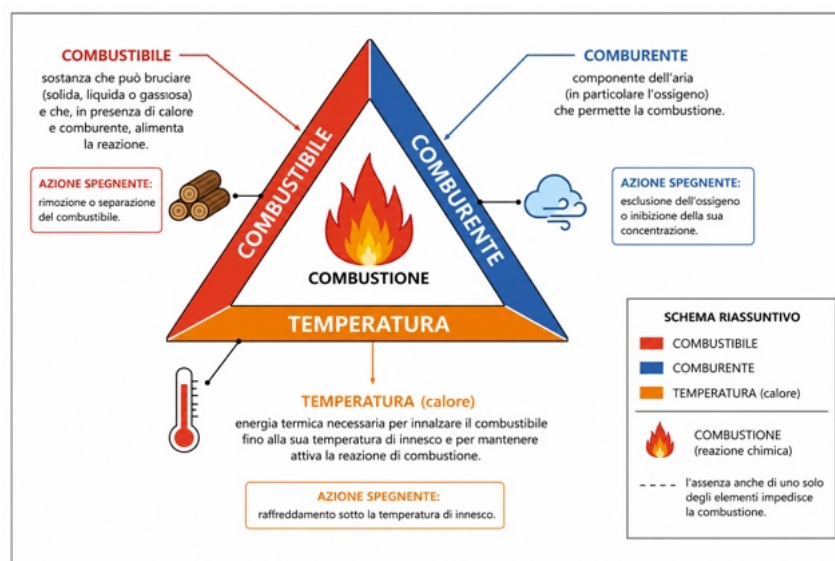
Risultato

Circa **17 secondi** di combustibile già oltre la valvola: nessuna azione lo può richiamare indietro. Ecco perché la valvola di shut-off si chiude *per prima* — ogni secondo di ritardo sono 1,5 kg di cherosene in più che raggiungeranno il fuoco — e perché l'estintore si scarica *dopo*: sarebbe sprecato finché l'alimentazione continua ad alimentare la fiamma. *Togliere il combustibile prima di combattere la fiamma*: primo vertice del triangolo del fuoco.

A parte i vani motori, altre zone sono potenzialmente soggette a incendio. Alcune sono sotto osservazione diretta dell'equipaggio e dei passeggeri; altre — i **vani bagagli** e le **toilette** — possono sfuggire a un'osservazione diretta. Per queste zone si installano normalmente **rilevatori di fumo**. È comunque obbligatorio disporre a bordo di un certo numero di **estintori portatili**, perché l'equipaggio possa intervenire rapidamente su principi d'incendio.

10.4 Gli agenti estinguenti

Perché un incendio si produca, si deve avere la concomitanza di **tre fattori**: *combustibile, ossigeno e temperatura*. I sistemi estinguenti intervengono su uno o più di questi.



I principi utilizzati negli estintori di bordo sono di **due tipi**.

10.4.1 Gli idrocarburi alogenati

Il principio degli alogenati consiste nell'*interferenza fra la fiamma e l'ossidante*: si ha un effetto di **arresto del trasferimento di energia** alle molecole non ancora incendiate, e di conseguenza un'estinzione, o comunque un rallentamento della combustione.

Un'azione chimica, non fisica

Gli alogenati non soffocano né raffreddano in modo apprezzabile: essi *catturano i radicali liberi* che propagano la reazione a catena della combustione. Per questo bastano concentrazioni volumetriche modeste (attorno al 6%), che lasciano l'atmosfera ancora respirabile — una proprietà preziosa in un vano che va poi ispezionato, o in una cabina. È come spezzare la catena invece di rimuovere gli anelli.

Esercizio svolto 10.3 – Dimensionare l'estintore di un vano motore

Un vano motore ha volume $V = 2,5 \text{ m}^3$. L'agente alogenato richiede una concentrazione volumetrica del 6% per estinguere. Massa molare dell'agente: $M = 148,9 \text{ g/mol}$. Quanta massa serve per una scarica?

Fase 1 – La densità del vapore

Dall'equazione di stato dei gas perfetti, a 15°C e 1 atm :

$$\rho = \frac{p M}{R T} = \frac{101\,325 \cdot 0,1489}{8,314 \cdot 288,15} \simeq 6,30 \text{ kg/m}^3.$$

Fase 2 – La massa di agente

$$m = c V \rho = 0,06 \cdot 2,5 \cdot 6,30 \simeq 0,95 \text{ kg}.$$

Fase 3 – La bombola reale

Con un margine di 2 (dispersioni, ventilazione del vano) e prevedendo **due scariche** indipendenti — la seconda se la prima non estingue — si arriva a $\simeq 3,8 \text{ kg}$ di agente imbarcato.

Risultato

Meno di un chilogrammo di agente per un vano da $2,5 \text{ m}^3$: è l'efficienza dell'azione *chimica*. Si noti la logica delle due scariche: la bottiglia si apre con carica pirotecnica ed è quindi un dispositivo a uso singolo. Due bottiglie indipendenti, comandate separatamente dalla cabina, danno all'equipaggio un secondo tentativo — la stessa ridondanza che abbiamo visto ovunque in questa monografia.

10.4.2 I gas freddi inerti

I gas freddi inerti si basano su un *doppio* effetto. Il gas, compresso allo stato liquido, quando inviato sulla fiamma:

1. subisce un effetto di **raffreddamento per evaporazione** (assorbe il calore latente);
2. **allontana l'aria**, e quindi l'ossigeno, con inibizione della propagazione dell'ossidazione.

Due vertici del triangolo, colpiti insieme.

Esercizio svolto 10.4 – Il doppio effetto dell'anidride carbonica

Si scaricano $m = 2,0$ kg di CO_2 liquida ($L_v \simeq 574$ kJ/kg, $M = 44$ g/mol) nel vano motore da $2,5$ m³. Valutare separatamente i due effetti.

Fase 1 – L'effetto di raffreddamento

Il calore assorbito dall'evaporazione vale

$$Q = m L_v = 2,0 \cdot 574 = 1\,148 \text{ kJ.}$$

Per confronto, il calore necessario a portare l'aria del vano ($m_{\text{aria}} = V \rho_{\text{aria}} \simeq 3,0$ kg) da 20°C a 400°C è $m c_p \Delta T \simeq 1\,146$ kJ: praticamente lo stesso valore.

Fase 2 – L'effetto di soffocamento

Il volume di CO_2 gassosa prodotto è

$$V_{\text{CO}_2} = \frac{m R T}{p M} = \frac{2,0 \cdot 8,314 \cdot 288,15}{101\,325 \cdot 0,044} \simeq 1,07 \text{ m}^3.$$

La frazione di ossigeno residua, diluita, diventa

$$x_{\text{O}_2} = 0,21 \cdot \frac{V}{V + V_{\text{CO}_2}} = 0,21 \cdot \frac{2,5}{3,57} \simeq 14,7 \%.$$

Risultato

Due chilogrammi di CO_2 assorbono l'energia che servirebbe a portare tutta l'aria del vano a 400°C , e contemporaneamente diluiscono l'ossigeno sotto la soglia del 15 % circa, sotto la quale la combustione dei liquidi infiammabili non si sostiene. Il prezzo: quell'atmosfera non è più respirabile. È il motivo per cui i gas inerti vanno benissimo nei *vani* chiusi e non presidiati, mentre in *cabina* si preferiscono gli alogenati, efficaci al 6 %.

10.4.3 Gli schiumogeni

Un altro metodo, usato però *principalmente all'esterno* del velivolo (mezzi aeroportuali), è costituito dagli **schiumogeni**: hanno un effetto di *separazione combustibile-ossigeno* e inoltre, rilasciando acqua, un effetto di *raffreddamento*.

Perché non a bordo

Data la presenza di acqua, gli schiumogeni **non possono essere usati dove esistono circuiti elettrici**. E a bordo di un velivolo, dove non ci sono circuiti elettrici? È il motivo per cui la schiuma resta ai mezzi di soccorso a terra, che la stendono sulla pista e sul velivolo *dall'esterno*.

Agente	Meccanismo	Vertice colpito	Impiego
Alogenati	interferenza chimica	reazione a catena	vani motore, cabina
Gas inerti freddi	evaporazione + diluizione	temperatura + ossigeno	vani chiusi
Schiumogeni	separazione + acqua	combustibile + temperatura	esterno, a terra

10.5 Gli incendi conseguenti all'atterraggio di emergenza

Per gli incendi conseguenti ad atterraggio pesante (sicurezza passiva) 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 dato che orienta la ricerca

*Il tasso di mortalità per lesioni termiche è tuttora la principale causa di morte durante gli atterraggi di emergenza. Sono stati notevoli i progressi nella sicurezza passiva strutturale: la sopravvivenibilità negli incidenti è stata elevata grazie alla progettazione di **strutture collassabili** (che riducono 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*. Si sopravvive all'impatto e si muore nel fuoco: ecco perché questo capitolo esiste.*

10.5.1 Il *crash switch*

In molti velivoli, e specialmente in quelli militari, è previsto un sistema di **interruzione** che, in caso di crash:

- interrompe *tutti i circuiti elettrici*;
- interrompe *l'alimentazione di combustibile*;
- *arresta i motori*;
- *attiva i sistemi di estinzione incendi*.

Il sistema può essere attivato *manualmente* dal pilota, oppure essere **automatico**, basato su *interruttori inerziali* — masse che, superata una certa decelerazione, aprono i contatti da sole.

Il crash switch è la traduzione operativa del triangolo del fuoco: toglie l'*innesco* (circuiti elettrici), toglie il *combustibile* (alimentazione), e aggredisce ciò che resta con gli estintori. Un solo comando, tre vertici.

10.5.2 L'acqua nebulizzata

Sono allo studio anche sistemi per *ritardare la propagazione* dell'incendio all'interno della cabina in caso di crash: un ritardo anche non troppo elevato permetterebbe 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**. Gli effetti sono molteplici:

- raffreddare l'ambiente;

- introdurre aria fresca e allontanare l'aria inquinata;
- bagnare gli interni e i tessuti, ritardando la propagazione della fiamma;
- ridurre la potenziale emissione di **gas tossici** da parte dei materiali.

Si noti che qui non si cerca di *spegnere*: si cerca di *comprare tempo* — i 90 secondi normativi di evacuazione, che nella realtà diventano spesso minuti.

10.6 L'inibizione dell'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. Il rischio è elevato:

- durante un **atterraggio di emergenza**;
- nei velivoli militari, durante il combattimento, per l'**intrusione di frammenti di proiettili**.

La riduzione di questo rischio si ottiene in due modi:

1. **pressurizzazione dei serbatoi con gas inerte** (*azoto*) — lo stesso azoto degli accumulatori (§4.8);
2. **riempitivi reticolari**: schiume a celle aperte che riempiono il cielo del serbatoio, spezzando il fronte di fiamma e dissipandone l'energia.

Esercizio svolto 10.5 – Quanto azoto serve per inertizzare un serbatoio

Il cielo (*ullage*) di un serbatoio ha volume $V_u = 8,0 \text{ m}^3$, pieno d'aria ($x_{\text{O}_2} = 20,9\%$). Per rendere la miscela non infiammabile occorre scendere sotto il 12% di ossigeno. Quanto azoto serve?

Fase 1 – La frazione di gas da sostituire

Sostituendo una frazione f del gas presente con azoto puro:

$$x'_{\text{O}_2} = x_{\text{O}_2} (1 - f) \Rightarrow f = 1 - \frac{0,12}{0,209} \simeq 0,426 = 42,6\%.$$

Fase 2 – Volume e massa di azoto

$$V_{\text{N}_2} = f V_u \simeq 3,41 \text{ m}^3, \quad \rho_{\text{N}_2} = \frac{pM}{RT} \simeq 1,18 \text{ kg/m}^3, \\ m_{\text{N}_2} \simeq 4,0 \text{ kg}.$$

Risultato

Quattro chilogrammi di azoto rendono inesplosibile un cielo di 8 m^3 . Ma il cielo *cresce* man mano che il combustibile viene consumato, e la quota cambia la pressione: servirebbe azoto in continuazione. Per questo i velivoli moderni non imbarcano bombole ma generano l'azoto a bordo, con *setacci molecolari* che lo separano dall'aria di spillamento — gli **OBIGGS** (*On-Board Inert Gas Generating System*). È lo stesso principio degli OBOGS (§8.4), con il prodotto utile scambiato: là si tratteneva l'azoto per avere ossigeno, qui si trattiene l'ossigeno per avere azoto. *Stessa membrana, due impianti opposti.*

Restano da studiare gli organi che sostengono il velivolo a terra, ne assorbono l'energia all'impatto e lo fermano sulla pista. Il carrello d'atterraggio è, come vedremo, il luogo dove tutti gli impianti si danno appuntamento: idraulica per l'estrazione, elettrica per i comandi, pneumatica per l'azoto degli ammortizzatori, antincendio per i freni surriscaldati.

Capitolo 11

Il carrello d'atterraggio

◉ Dove stiamo andando

Il carrello costituisce una delle parti sostanziali di un velivolo: dal punto di vista del peso rappresenta una quota del da 3 % a 5 % di quello totale e del da 15 % a 20 % di quello a vuoto; anche il costo degli organi di atterraggio è una percentuale rilevante. È il *tipico esempio di sistema di bordo che ha pesanti interferenze con la struttura, l'aerodinamica, gli impianti e la meccanica del volo* — e infatti in questo capitolo ritroveremo tutto ciò che abbiamo studiato: martinetti idraulici, azoto in pressione, valvole di sequenza, rilevatori di temperatura. Partiamo dai **compiti** del carrello e da come essi dettino le **configurazioni**; poi **retrazione ed estrazione**; poi il componente principale, l'**ammortizzatore**, di cui ricaveremo la legge di reazione e impareremo a stimare corsa e carico massimo; infine **freni**, **antiskid**, **pneumatici** e **ruote**.

11.1 I compiti del carrello

Il carrello è costituito da una serie di componenti principali: organi e cinematismi di estrazione/-retrazione, *ammortizzatore*, *freno*, *ruota*, *pneumatico*. I suoi compiti sono quattro, e da ciascuno discendono precisi condizionamenti progettuali.

Compito	Conseguenza progettuale
1. Stazionamento a terra	minimo tre punti di contatto; ruote, alcune orientabili
2. Spostamenti a terra	capacità di movimento e manovra: ruote, <i>sterzo</i> e <i>freni</i> ; appoggio stabile; assorbimento delle asperità senza trasmettere forze troppo grandi (carichi strutturali e comfort)
3. Corsa di decollo	controllo fino alla velocità di decollo; capacità di <i>variare l'incidenza</i> fino ai valori di portanza necessari, senza interferenza col terreno
4. Atterraggio	assorbimento e dissipazione dell'energia cinetica verticale

Il progetto concettuale e preliminare viene sviluppato *contemporaneamente* a quello dell'intero velivolo, mentre il progetto di dettaglio è spesso delegato a ditte specializzate.

11.2 Le configurazioni

11.2.1 Il numero di ruote

Le configurazioni vanno dalla **ruota singola**, tipica dei piccoli velivoli, a soluzioni con un numero elevato di ruote: *in tandem, doppie, doppie in tandem, doppie triple*. In genere *il numero di ruote cresce al crescere del carico previsto sulla gamba*, sia per ripartire il carico sul terreno (pressione di contatto ammessa dalla pavimentazione) sia per ridondanza.

11.2.2 Il numero di gambe: perché tre

La configurazione a **triciclo** è la più comune, per due ragioni distinte:

1. *tre punti costituiscono il minimo* per assicurare un appoggio sul terreno svolto esclusivamente dal carrello. (Si impiegano carrelli con meno di tre punti solo su velivoli quali gli **alianti**, che riescono a rimanere in equilibrio anche a velocità estremamente basse.)
2. *in generale il peso del carrello è minimizzato quando è minimizzato il numero delle possibili combinazioni di impatto col terreno.*

Le soluzioni con più di tre gambe si adottano per particolari configurazioni generali, o quando conviene aumentare il numero di gambe per ripartirne il carico (il caso del **Boeing 747**).

Nel triciclo due gambe, dette **principali**, sono poste nella stessa posizione longitudinale, scelta il più possibile *vicino al baricentro*; la terza, detta **secondaria**, è posta il più lontano possibile dal baricentro — in coda o, più frequentemente, sotto il muso. Normalmente il carrello principale sostiene il 90 % del peso del velivolo fermo, il secondario il 10 %.

Esercizio svolto 11.1 – Dove cade il baricentro

Un velivolo di massa 78 000 kg ha passo (distanza fra carrello principale e ruotino) $p = 12$ m. Se il principale porta il 90 % del peso, dove si trova il baricentro?

Fase 1 – L'equilibrio dei momenti

Detta a la distanza del baricentro dal carrello principale e b quella dal ruotino, prendendo i momenti rispetto al baricentro:

$$0,9 W a = 0,1 W b \implies \frac{b}{a} = 9.$$

Fase 2 – Le distanze

Con $a + b = 12$ m: $a = 1,2$ m, $b = 10,8$ m. I carichi statici valgono 689 kN sul principale e 76,5 kN sul ruotino.

Risultato

Il baricentro sta a soli 1,2 m davanti al carrello principale: *quasi sopra di esso*. Ed è esattamente il requisito del §11.2.2: il principale il più vicino possibile al baricentro (per portare il carico con bracci corti), il ruotino il più lontano possibile (per generare la coppia stabilizzante con una reazione piccola). Il ruotino non serve a *sostenere*: serve a *stabilizzare*.

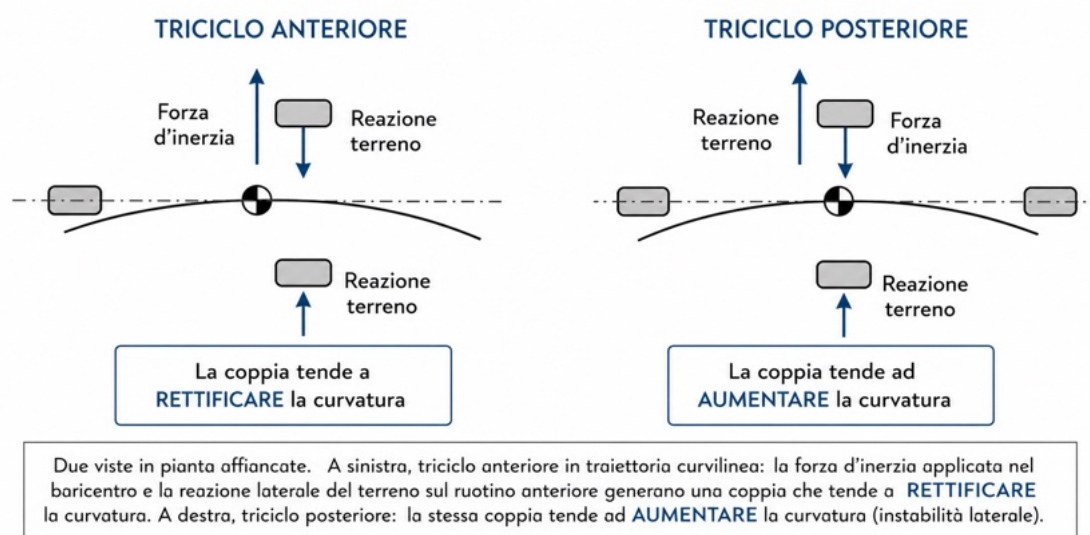
11.2.3 Ruotino anteriore o posteriore?

La configurazione con **ruotino posteriore** (ormai in disuso) ha l'unico vantaggio di essere molto semplice — al punto che sui velivoli molto leggeri il ruotino è sostituito da un *pattino*. Gli svantaggi sono però notevoli:

- a terra il velivolo ha **assetto cabrato**: problemi di visibilità durante il rullaggio, elevata resistenza aerodinamica, piano di carico inclinato;
- durante la **frenata** si genera una coppia fra la forza frenante sulla ruota e la forza d'inerzia orizzontale nel baricentro, che tende a far *ribaltare in avanti* il velivolo;
- durante l'**atterraggio** il velivolo tende ad *aumentare* l'assetto al contatto, per la coppia fra reazione del terreno e forza d'inerzia verticale: tende cioè a riprendere il volo, e il risultato può essere un atterraggio *a salti*;
- il velivolo soffre di **instabilità laterale**: una traiettoria curvilinea viene accentuata, tanto più che il ruotino, essendo poco caricato dal peso, contribuisce poco alla tenuta laterale.

La configurazione con **ruotino anteriore** ribalta ogni voce:

- assetto *orizzontale* a terra: buona visibilità, bassa resistenza, piano di carico orizzontale;
- durante la frenata il ruotino anteriore *impedisce il ribaltamento* in avanti;
- all'atterraggio il baricentro è *anteriore* al punto longitudinale di contatto: nasce un **momento picchiante**, quindi una riduzione dell'incidenza e un calo della portanza alare (il velivolo “si siede” invece di rimbalzare);
- il velivolo è **stabile lateralmente**: tende a *rettificare* le curve.



La stabilità laterale in una riga

Nel triciclo anteriore il punto di appoggio “libero” (il ruotino) è *davanti* al baricentro, e la forza d'inerzia centrifuga, applicata al baricentro, genera rispetto a esso una coppia che raddrizza. Nel triciclo posteriore il ruotino è *dietro*, e la stessa forza genera una coppia che accentua la curva: il velivolo “si avvita” a terra (*ground loop*). È il medesimo criterio della stabilità statica di una freccia: le penne stanno dietro, il peso davanti.

11.2.4 La posizione dei punti di appoggio

La posizione dei punti di appoggio deve rispettare in tutte le condizioni la stabilità dell'equilibrio.

Staticamente: il baricentro, *per tutta la sua possibile escursione*, deve cadere nel poligono delimitato dalle zone di appoggio.

Dinamicamente: va considerata la stabilità sia longitudinale sia laterale a terra. Nel triciclo anteriore la posizione del carrello principale deve tener conto anche dell'*assetto al momento del contatto*, evitando che il baricentro cada *dietro* la verticale sul punto di appoggio (il velivolo si sederebbe sulla coda).

Durante il moto a terra, traiettorie non rettilinee inducono forze d'inerzia laterali: per evitare il ribaltamento conviene *allargare la carreggiata* del carrello principale il più possibile. D'altro canto, all'atterraggio, se il sistema di appoggio ha più punti di contatto è ben difficile che il carico venga applicato *contemporaneamente* su tutti: conviene quindi *minimizzare* i punti di appoggio e portarli il più vicino possibile alla verticale sotto il baricentro. Il risultato sarà un **compromesso**, influenzato dal fatto che la zona di vincolo dovrà essere adatta alla trasmissione dei carichi.

Dove si attacca il carrello

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*. Non è una scelta estetica: è dove la struttura sa ricevere 700 kN concentrati.

11.3 Retrazione ed estrazione

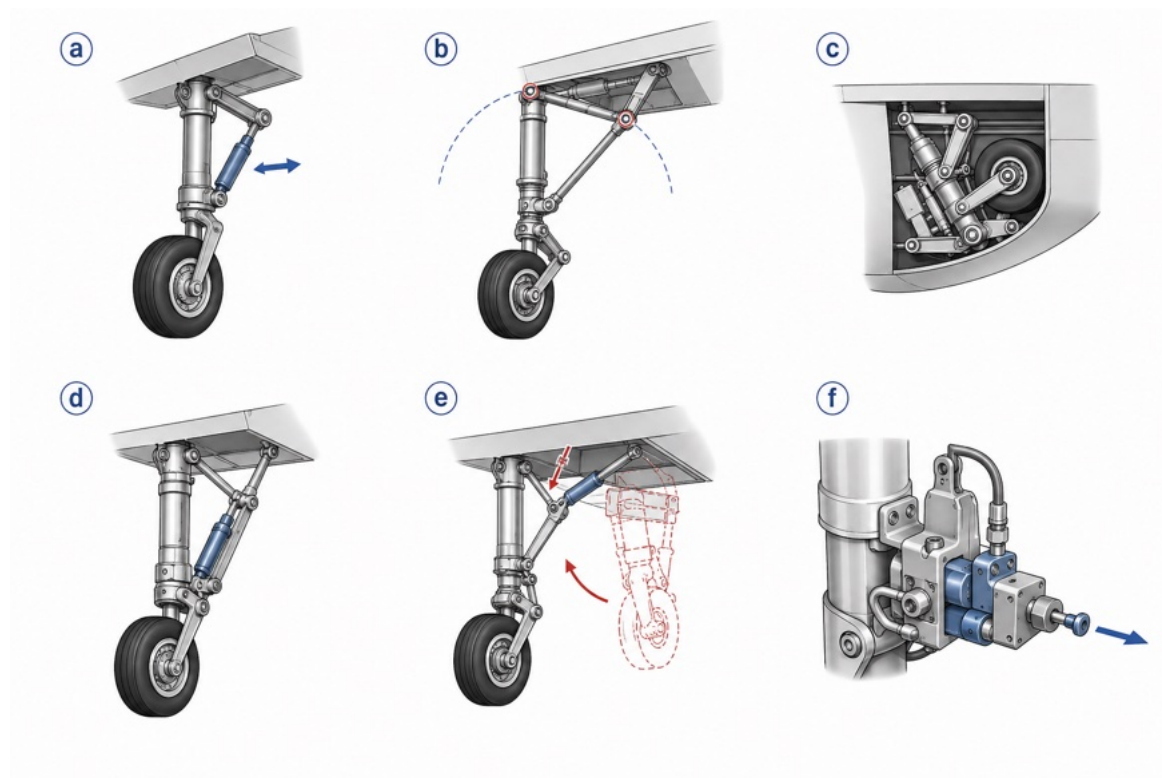
Le gambe dei carrelli non potranno mai avere dimensioni — in particolare lunghezze — molto limitate: questo implica in volo forti effetti di *resistenza*. Salvo casi di velivoli per velocità moderate e di costo modesto, si ricorre sempre a **retrarre il carrello** all'interno del velivolo.

11.3.1 Il cinematismo

La movimentazione richiede un cinematismo capace di portarsi in una configurazione dove possa essere **bloccato senza essere in presenza di momenti flettenti consistenti**. Nella storia dell'aeronautica ne sono stati sviluppati moltissimi, piani o spaziali; ma la soluzione più diffusa è anche la più semplice:

- il caso minimo consta di *due soli elementi*: la gamba e l'attuatore, che agisce anche da **controvento laterale**;
- la soluzione più diffusa oggi è quella in cui *due aste di un quadrilatero articolato si allineano*, realizzando un **arco a tre cerniere**, con un'asta principale sensibilmente verticale che assorbe la maggior parte del carico e un'asta diagonale con funzione di controvento;
- soluzioni più complesse permettono lo stivaggio in uno spazio minore; l'attuatore può *far parte del cinematismo* anziché essere vincolato al velivolo; un ulteriore attuatore può *ripiegare il treno di ruote* per ridurre il volume di stivaggio.

A estrazione o retrazione completate viene inserito un **blocco** che eviti il movimento del quadrilatero (per esempio un blocco idraulico).



Lo studio del cinematismo comporta: ricerca delle posizioni ottimali delle cerniere, studio della posizione del martinetto di attuazione e delle forze su di esso, e verifica delle **interferenze** fra i componenti reali durante tutta la corsa — problema storicamente risolto con disegni e modelli fisici, e oggi affrontabile in modo praticamente completo con i sistemi **CAD**.

Il verso dell'estrazione

Quando possibile, il cinematismo è realizzato in 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**. Il vantaggio è duplice: si riduce la forza richiesta al martinetto, e — fatto decisivo — in caso di avaria dell'impianto idraulico il carrello può scendere ed agganciarsi *per sola gravità*, aiutato dal vento relativo.

11.3.2 L'attuazione e le sicurezze

La movimentazione avviene nella maggioranza dei casi attraverso **martinetti idraulici** (esercizio 3.4: ora sappiamo dimensionarne il pistone), anche se per piccoli velivoli, dove non esistano altre necessità di energia idraulica, si impiegano martinetti *elettrici*. Quando possibile si preferisce *evitare il movimento in sequenza* di portello e carrello, attuando entrambi con lo **stesso martinetto**, con evidente risparmio di peso e guadagno di affidabilità. Anche i dispositivi di blocco, in posizione estratta e retratta, usano martinetti. Il carrello finisce quindi per richiedere un impianto idraulico e un impianto elettrico *di una certa rilevanza*.

Due sicurezze sono obbligatorie:

1. è previsto *sempre* un **sistema di estrazione di emergenza indipendente** da quello principale, da utilizzare in caso di guasto all'impianto idraulico o elettrico;
2. il comando di retrazione deve ricevere **consenso da un sensore di carico o di schiacciamento** sulla gamba (il *weight-on-wheels switch*), onde evitare la chiusura con velivolo a terra.

Il portello che si apre *prima* della gamba è l'esempio da manuale della **valvola di sequenza** (§4.5): è la pressione stessa, che sale quando il primo martinetto arriva a finecorsa, a comandare il secondo. E l'accumulatore che alimenta l'estrazione di emergenza è quello dimensionato nell'esercizio 4.8.3.

11.4 L'ammortizzatore

Gli ammortizzatori costituiscono il componente principale del carrello e hanno la funzione di **assorbire energia** durante la loro deformazione, *restituendone solo una parte e dissipando il resto*.

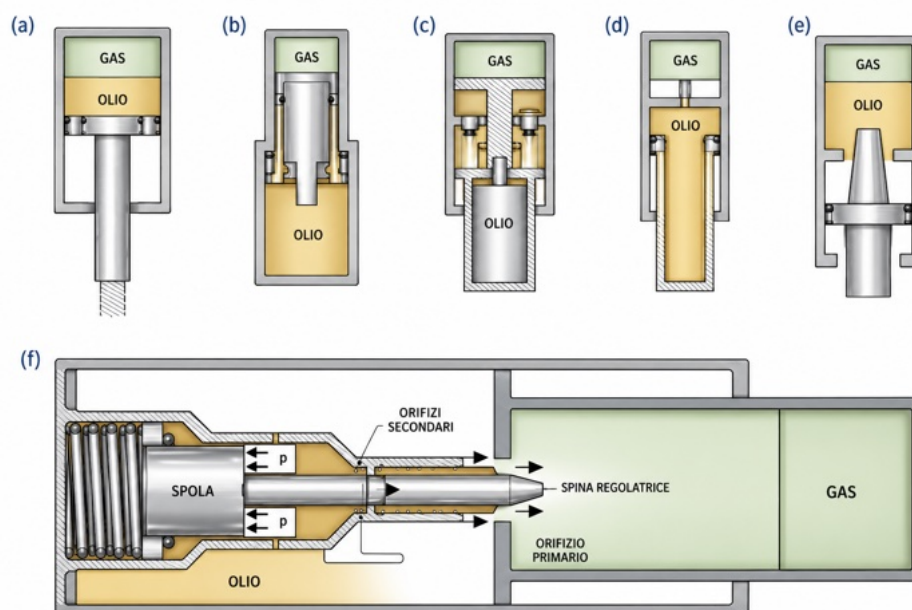
È possibile svilupparli con diversi sistemi — molle metalliche elastiche assiali o flessionali, molle e organi d'attrito, molle liquide, tamponi in gomma, sistemi pneumatici — ma il sistema di gran lunga più diffuso, *dato il miglior rendimento ottenibile a parità di peso*, è l'**ammortizzatore oleopneumatico**.

Solo sui piccoli velivoli lo si può evitare: per esempio una gamba *inclinata* che funziona da molla flessionale, dove l'energia è dissipata dall'attrito del movimento trasversale del pneumatico sul terreno; oppure *tamponi di gomma*, con funzione sia elastica sia dissipativa.

11.4.1 La legge di reazione

In un ammortizzatore oleopneumatico coesistono una camera nella quale viene compresso del **gas** e due camere separate da **orifici** attraverso i quali viene trafilato dell'**olio**. Le due parti hanno ruoli distinti:

- l'elemento **gassoso** *accumula* energia ed è in grado di restituirne la maggior parte; le forze legate alla compressione del gas dipendono dalle *variazioni di lunghezza*;
- l'elemento **oleodinamico** crea forze *dissipative*, legate alla *velocità di deformazione*.



Schematizziamo l'ammortizzatore come un cilindro di area A con pistone mobile, sul cui stelo si trova la ruota. Nel cilindro c'è 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 la somma di quella statica dell'accumulatore e di quella dinamica dovuta alla perdita di carico. La reazione R nella gamba vale quindi:

$$R = A(p + \Delta p) = A p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A\delta} \right)^\gamma + K A^3 \left(\frac{d\delta}{dt} \right)^2, \quad (11.1)$$

dove:

A	area del cilindro ammortizzatore
p_0	pressione di precarica
V_0	volume del gas di precarica
δ	schacciamento
γ	esponente della politropica ($\simeq 1,4$, adiabatica)
K	coefficiente di perdita concentrata nella strozzatura
$\Delta p = K Q^2$	perdita di carico, con $Q = A \dot{\delta}$ portata

Leggere la formula

Il primo addendo è la **componente statica**: segue un'adiabatica (§4.8: è esattamente l'accumulatore a gas!) e possiede un *asintoto verticale* per $\delta = V_0/A$, quando il gas sarebbe compresso a volume nullo. Il secondo addendo è la **componente viscosa**: viene da $\Delta p = K Q^2$ con $Q = A \dot{\delta}$, dunque $R_v = A \cdot K A^2 \dot{\delta}^2 = K A^3 \dot{\delta}^2$. Dipende dal *quadrato della velocità* di schacciamento, non dallo schacciamento: è nulla a velivolo fermo, ed è massima all'istante del contatto.

Segnaposto figura — qui inseriamo *carrello_diagramma_R.png*

Due diagrammi affiancati, reazione R in funzione dello schacciamento delta. A sinistra: la componente statica R_s tratteggiata, crescente con asintoto verticale a $\delta = V_0/A$; la componente viscosa R_v tratteggiata, legata a $d(\delta)/dt$ e quindi decrescente verso lo schacciamento massimo; la somma a tratto continuo. A destra: il ciclo effettivo, con il ramo di compressione (alto) e il ramo di ritorno verso l'equilibrio statico (basso), che racchiudono l'area di energia dissipata.

La componente viscosa è *elevata* e contribuisce in modo sostanziale non solo a smorzare il moto oscillatorio dovuto alla reazione elastica del gas, ma anche a **ridurre la corsa**. Si consideri che *in condizioni statiche l'ammortizzatore si trova compresso per il 60% a 70% della corsa totale*: fatto che indica quanto conti la componente viscosa durante lo schacciamento dinamico.

Raggiunto lo schacciamento massimo, inizia il ritorno verso la posizione di equilibrio statico: il diagramma effettivo assume la forma di un **ciclo**, e l'area racchiusa è l'energia dissipata.

Esercizio svolto 11.2 – Le due componenti della reazione

Un ammortizzatore ha $A = 78,5 \text{ cm}^2$ (cilindro $\varnothing 100 \text{ mm}$), $p_0 = 2,0 \text{ MPa}$, $V_0 = 2,5 \text{ L}$, $\gamma = 1,4$ e $K A^3 = 8721 \text{ N/(m/s)}^2$. Calcolare la reazione (a) a riposo, (b) a metà corsa con velocità di schacciamento $\dot{\delta} = 3 \text{ m/s}$, (c) la corsa massima teorica.

Fase 1 – L'asintoto: la corsa massima teorica

Dalla (11.1) il gas si azzera per

$$\delta_{\max} = \frac{V_0}{A} = \frac{2,5 \cdot 10^{-3}}{78,5 \cdot 10^{-4}} \simeq 31,8 \text{ cm.}$$

La corsa utile va scelta ben prima: si adotta $\Delta = 30 \text{ cm}$.

Fase 2 – A riposo ($\delta = 0$, $\dot{\delta} = 0$)

$$R = A p_0 = 78,5 \cdot 10^{-4} \cdot 2,0 \cdot 10^6 \simeq 15,7 \text{ kN.}$$

È il precarico: l'ammortizzatore non si muove finché il carico non lo supera.

Fase 3 – A $\delta = 20 \text{ cm}$ e $\dot{\delta} = 3 \text{ m/s}$

Componente statica ($V_0 - A\delta = 2,5 - 1,57 = 0,93 \text{ L}$):

$$R_s = 15,7 \cdot \left(\frac{2,5}{0,93} \right)^{1,4} \simeq 62,8 \text{ kN.}$$

Componente viscosa:

$$R_v = 8721 \cdot 3^2 \simeq 78,5 \text{ kN.}$$

Totale: $R \simeq 141 \text{ kN}$.

Risultato

Alla velocità di schiacciamento dell'impatto la componente *viscosa* (78,5 kN) supera quella *statica* (62,8 kN): l'ammortizzatore, in quel momento, è più un *freno* che una molla. E si capisce perché a velivolo fermo ($\dot{\delta} = 0$) la reazione si riduce ai soli 62,8 kN del gas: è la stessa gamba, in due regimi opposti. Da notare l'asintoto: avvicinandosi a 31,8 cm la reazione statica esplode (a 28 cm vale già 304 kN) — il gas diventa un *fine corsa idraulico* che protegge la struttura.

11.4.2 Il rendimento dell'ammortizzatore

Le condizioni di carico più gravose sono *all'atterraggio*: il carrello deve assorbire l'energia cinetica corrispondente alla **componente verticale della velocità** al contatto, e in massima parte disperderla. Il lavoro compiuto dagli organi del carrello è

$$L = \int_0^{\Delta} R d\delta, \quad (11.2)$$

dove Δ è la corsa massima. La legge ha validità generale; la forma di $R(\delta)$ dipende dall'elemento impiegato:

Elemento	$R(\delta)$	η
Elastico non precaricato	$k\delta$	0,50
Elastico precaricato	$R_0 + k\delta$	$> 0,50$
Rigido-plastico ideale	costante	1,00
Pneumatico (solo gas)	politropica	$< 0,50$
Gomma	—	$> 0,50$
Oleopneumatico	(11.1)	0,90 – 0,95

Si definisce infatti il **rendimento**

$$\eta = \frac{\int_0^\Delta R \, d\delta}{R_{\text{MAX}} \Delta}, \quad (11.3)$$

cioè il rapporto fra il lavoro effettivamente assorbito e quello massimo assorbibile con forza R_{MAX} e corsa Δ ; da cui $L = \eta R_{\text{MAX}} \Delta$.

Perché η è un rendimento, e perché l'oleopneumatico vince

Il denominatore $R_{\text{MAX}} \Delta$ è l'area del rettangolo che circoscrive il diagramma R - δ : è ciò che si assorbirebbe se la reazione fosse subito al massimo e vi restasse. Un elastico puro dà un triangolo, cioè metà: $\eta = 0,5$. *Massimizzare η significa riempire il rettangolo*, cioè far salire R il più in fretta possibile e tenerla alta. È esattamente ciò che fa la componente *viscosa*: grande all'inizio (quando $\dot{\delta}$ è massima) e piccola alla fine, essa compensa la componente statica, che invece è piccola all'inizio e grande alla fine. *Le due componenti si completano a vicenda*: da qui $\eta = 0,9 \div 0,95$, e da qui la vittoria dell'oleopneumatico.

11.4.3 Il dimensionamento: corsa e carico massimo

Il bilancio energetico al momento dell'atterraggio si scrive

$$\frac{1}{2} m v_z^2 + m g \Delta = \int_0^\Delta R \, d\delta + \int_0^\Delta L_p \, d\delta, \quad (11.4)$$

dove m è la massa del velivolo, v_z la componente verticale della velocità, R la reazione del terreno e L_p la portanza.

Ipotesi

Al primo contatto portanza e peso si equilibrano; ma nella fase di schiacciamento la traiettoria viene modificata (si annulla v_z) e la portanza *cala*. Anche se la fase è troppo rapida perché il velivolo ruoti sensibilmente in beccheggio, di questa variazione occorre tener conto. In prima approssimazione si suppone che la portanza *si riduca a un terzo* del valore iniziale, con legge lineare; dunque

$$\int_0^\Delta L_p \, d\delta = \frac{2}{3} m g \Delta.$$

La reazione massima si ricava fissando il **fattore di contingenza** all'atterraggio,

$$n = \frac{L_{\text{MAX}} + R_{\text{MAX}}}{m g} \implies R_{\text{MAX}} = (n - 1) m g, \quad (11.5)$$

avendo assunto $L_{\text{MAX}} = mg$. Sostituendo $\int R d\delta = \eta R_{\text{MAX}} \Delta$ e l'integrale della portanza nella (11.4):

$$\frac{1}{2} m v_z^2 + mg \Delta = \eta (n - 1) mg \Delta + \frac{2}{3} mg \Delta,$$

da cui, dividendo per mg e risolvendo,

$$\Delta = \frac{v_z^2}{2g \left[\eta (n - 1) - \frac{1}{3} \right]} \quad (11.6)$$

Il procedimento fornisce, fin dalle prime fasi del progetto, i *due parametri più importanti* del carrello: la **forza massima trasmessa** e la **corsa necessaria**.

Le approssimazioni, dichiarate

Il procedimento ne contiene molte, ed è onesto elencarle:

- in fase di progetto *il rendimento non è noto*: si adotta un valore stimato per analogia con altri progetti;
- si è considerato uno schiacciamento complessivo e *un solo organo* assorbente; in realtà lavorano contemporaneamente **ammortizzatore e pneumatico** (quest'ultimo con contributo modesto);
- la legge di variazione della portanza è *stimata*;
- sono trascurati gli effetti — peraltro sensibili — dovuti allo **spin-up** della ruota e alla deformazione della struttura.

Una valutazione più precisa si ottiene con un'analisi dinamica a **due gradi di libertà** (velivolo + carrello), con l'ammortizzatore e il pneumatico modellati come due elementi deformabili in serie.

Esercizio svolto 11.3 – Dimensionare corsa e carico dell'ammortizzatore

Un velivolo da trasporto di massa 78 000 kg atterra con velocità verticale $v_z = 3,05 \text{ m/s}$ (pari a 10 ft al secondo, il valore di progetto normativo). Con $\eta = 0,85$ e fattore di contingenza $n = 2,5$, calcolare corsa e reazione massima. Confrontare con un ammortizzatore puramente elastico ($\eta = 0,5$) e con un velivolo militare ($n = 5$).

Fase 1 – Il caso di riferimento

Dalla (11.6), con $\eta(n - 1) - 1/3 = 0,85 \cdot 1,5 - 0,333 = 0,942$:

$$\Delta = \frac{3,05^2}{2 \cdot 9,81 \cdot 0,942} \simeq 0,50 \text{ m.}$$

Dalla (11.5): $R_{\text{MAX}} = 1,5 \cdot 78\,000 \cdot 9,81 \simeq 1\,148 \text{ kN}$.

Fase 2 – Ammortizzatore elastico

Con $\eta = 0,5$: $0,5 \cdot 1,5 - 0,333 = 0,417$, quindi

$$\Delta \simeq 1,14 \text{ m.}$$

Fase 3 – Velivolo militare, $n = 5$

$$0,85 \cdot 4 - 0,333 = 3,067, \text{ quindi}$$

$$\Delta \simeq 0,155 \text{ m}, \quad R_{\text{MAX}} = 4 mg \simeq 3\,061 \text{ kN}.$$

Risultato

Tre letture. *Prima:* passando da $\eta = 0,5$ a $\eta = 0,85$ la corsa si riduce da 1,14 m a 0,50 m — più di metà gamba risparmiata, cioè meno peso, meno resistenza, meno volume di stivaggio. È il motivo per cui l'oleopneumatico ha vinto. *Seconda:* il militare accetta un fattore di contingenza doppio (carichi tripli sulla struttura!) per avere una corsa di appena 15 cm: gambe corte, robuste, adatte alle portaerei. *Terza, e più importante:* la (11.6) ha un **denominatore che può annullarsi**. Con $\eta = 0,85$ e $n = 1,5$ si otterrebbe $\eta(n - 1) - 1/3 = 0,09$ e una corsa di oltre 5 m: assurda. *Non ogni coppia (η, n) è ammissibile;* deve essere $\eta(n - 1) > 1/3$. Il carrello non può assorbire l'atterraggio se non gli si concede un fattore di carico adeguato.

11.5 I freni

I freni devono soddisfare tre esigenze:

1. **rallentare** il velivolo dalla velocità di atterraggio fino all'arresto, o comunque alla velocità di rullaggio;
2. **controllare** il moto durante il rullaggio, in direzione e velocità;
3. **tenere fermo** il velivolo in stazionamento, anche durante la prova dei motori.

La più gravosa è la frenata all'atterraggio, dove l'energia cinetica da disperdere è considerevole.

Accumulare, non disperdere

I freni assorbono l'energia trasformandola in calore, e sono quindi soggetti a notevole riscaldamento. *Nei freni aeronautici la tendenza è quella di accumulare il calore, anziché disperderlo immediatamente:* è possibile, dato che fra due frenate trascorre sempre un tempo notevole. Il freno è progettato come un *serbatoio termico*, non come un radiatore — ed è il motivo per cui il tempo di raffreddamento (*brake cooling time*) è una voce del manuale operativo.

Il comando è realizzato con **due sistemi indipendenti** per la gamba destra e sinistra, azionati dai due pedali della pedaliera: ciò consente la **frenata differenziale**, usata per il controllo direzionale a terra.

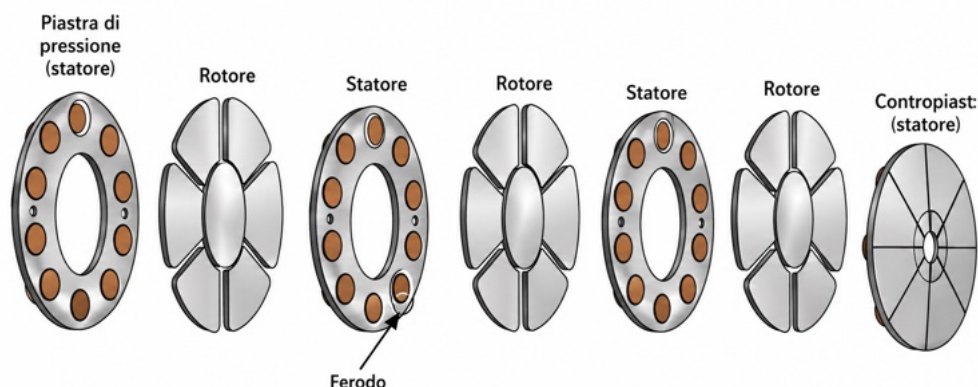
11.5.1 Il freno a dischi multipli

I freni aeronautici sono *tutti a disco*, che rispetto a quelli a ganasce richiedono lavorazione più economica e disperdono meglio il calore. Sono costituiti da un **rotore** e uno **statore**:

- 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 intagli radiali per ridurre lo **svergolamento** dovuto al calore;

- lo *statore* è costituito da anelli metallici che fanno da supporto alle pastiglie d'attrito, i **ferodi**, alternati ai dischi del rotore;
- i due dischi di estremità, parte dello statore, sono una **piastra di pressione** e una **contropiastra**. Tranne la contropiastra, tutto il complesso può scorrere assialmente.

L'azione frenante avviene *serrando il pacco dei dischi contro la contropiastra*, mediante **pistoncini idraulici** che agiscono sulla piastra di pressione.



L'evoluzione dei materiali. 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 consideri che le temperature di utilizzo *arrivano tranquillamente a 500 °C in una frenata normale, potendo superare i 1 000 °C in caso di decollo abortito*. I ferodi sono in materiali *sacrificali*, composti da metalli e ceramica, sostituiti in base all'usura.

11.5.2 Il dimensionamento meccanico

Su ogni faccia di un disco una singola pastiglia fornisce la coppia

$$C_p = \mu A p b, \quad (11.7)$$

con μ coefficiente di attrito disco-ferodo, A area della pastiglia, p pressione sulla pastiglia e b *braccio di lavoro* (distanza della risultante dall'asse). Noti il numero di pastiglie per faccia, il numero di dischi e il numero di carrelli, si ottiene la coppia frenante totale C_F ; la forza frenante è

$$F_F = \frac{C_F}{R_R}, \quad (11.8)$$

dove R_R è il **raggio di rotolamento** della ruota, di poco inferiore a quello geometrico (il pneumatico si schiaccia). Naturalmente bisogna *verificare che la coppia frenante di ogni ruota generi una forza tangenziale a terra inferiore a quella d'attrito*, altrimenti si avrebbe scivolamento.

Esercizio svolto 11.4 – Coppia frenante e limite di aderenza

Un freno ha $\mu = 0,35$, pastiglie di area $A = 60 \text{ cm}^2$ premute a $p = 5,0 \text{ MPa}$ con braccio $b = 17 \text{ cm}$; ci sono 4 pastiglie per faccia e 10 facce attive. Il raggio di rotolamento è

$R_R = 0,55$ m. Il velivolo (78 000 kg) ha quattro ruote frenate, che portano il 90 % del peso. Verificare l'aderenza su pista asciutta ($\mu_s = 0,8$).

Fase 1 – La coppia

Dalla (11.7):

$$C_p = 0,35 \cdot 60 \cdot 10^{-4} \cdot 5,0 \cdot 10^6 \cdot 0,17 \simeq 1\,785 \text{ N m},$$

$$C_F = 1785 \cdot 4 \cdot 10 \simeq 71,4 \text{ kN m} \quad \text{per ruota.}$$

Fase 2 – La forza frenante

Dalla (11.8):

$$F_F = \frac{71,4 \cdot 10^3}{0,55} \simeq 130 \text{ kN}.$$

Fase 3 – Il limite di aderenza

Carico per ruota: $N = 0,9 \cdot 78\,000 \cdot 9,81/4 \simeq 172 \text{ kN}$. Forza d'attrito disponibile:

$$F_{\text{ader}} = \mu_s N = 0,8 \cdot 172 \simeq 138 \text{ kN} > F_F. \quad \checkmark$$

Risultato

Il freno sviluppa 130 kN contro i 138 kN di aderenza disponibile: margine di appena il 6 %. *Il freno è dimensionato al limite di aderenza*, e non potrebbe essere altrimenti — un freno più debole allungherebbe la corsa, uno più forte sarebbe peso sprecato, perché la ruota slitterebbe comunque. La decelerazione risulta $a = 4F_F/m \simeq 6,7 \text{ m/s}^2 \simeq 0,68 g$. Ma su pista bagnata μ_s scende a 0,7, su ghiaccio a 0,15: l'aderenza crolla e il freno, invariato, **bloccherebbe la ruota**. È esattamente il problema che risolve l'antiskid.

11.5.3 Il dimensionamento termico

Per il dimensionamento termico conviene un approccio *energetico*. L'energia da dissipare è una frazione dell'energia cinetica iniziale $E_C = \frac{1}{2} M v^2$: *si può ragionevolmente ipotizzare che l'80 % venga dissipato dai freni e il restante 20 % dalla resistenza aerodinamica*. Ammettendo che l'energia sia assorbita equamente dai dischi, noto il numero di dischi che lavorano si valuta l'energia per disco E_D e quindi l'incremento di temperatura:

$$E_D = m c \Delta T. \quad (11.9)$$

Da questa relazione è evidente che *per limitare la temperatura si deve aumentare la massa del gruppo frenante o utilizzare materiali con elevato calore specifico, come il carbonio*. Alcuni velivoli usano addirittura **ventilazione forzata**, potendo così aumentare la coppia frenante e abbreviare la corsa di atterraggio.

Esercizio svolto 11.5 – Perché si è passati al carbonio

Il velivolo (78 000 kg) atterra a $v = 70 \text{ m/s}$. I quattro pacchi dischi hanno massa 90 kg ciascuno. Confrontare l'incremento di temperatura con dischi in **acciaio** ($c \simeq 500 \text{ J/(kg K)}$) e in **carbonio** ($c \simeq 1\,200 \text{ J/(kg K)}$). Ripetere per un decollo abortito a 85 m/s.

Fase 1 – L'energia da dissipare

$$E_C = \frac{1}{2} \cdot 78\,000 \cdot 70^2 \simeq 191 \text{ MJ}; \quad E_{\text{freni}} = 0,80 E_C \simeq 153 \text{ MJ}.$$

Per ciascuno dei quattro pacchi: $E_D \simeq 38,2 \text{ MJ}$.

Fase 2 – L'incremento di temperatura

Dalla (11.9), $\Delta T = E_D / (m c)$:

	Atterraggio (70 m/s)	Decollo abortito (85 m/s)
Acciaio	$\Delta T \simeq 849 \text{ K}$	$\Delta T \simeq 1\,252 \text{ K}$
Carbonio	$\Delta T \simeq 354 \text{ K}$	$\Delta T \simeq 522 \text{ K}$

Risultato

Con i dischi in acciaio un semplice atterraggio porterebbe i freni a quasi 870°C , e un decollo abortito oltre $1\,270^\circ\text{C}$ — ben oltre il punto in cui l'acciaio perde resistenza. Con il carbonio le stesse frenate danno 374°C e 542°C . Il carbonio non “dissipa meglio”: *immagazzina meglio*, perché il suo calore specifico è più che doppio, e per giunta mantiene resistenza meccanica dove l'acciaio cede. Ecco perché, dal 1963 in poi, il freno aeronautico è di carbonio. Si noti infine il ruolo della *massa*: dimezzare m raddoppia ΔT . Peso e temperatura sono, ancora una volta, in conflitto diretto.

11.6 I sistemi anti-bloccaggio

Per avere la massima efficacia nella frenata è necessario *evitare il bloccaggio delle ruote*, mantenendo il contatto fra battistrada e suolo **nel campo dell'attrito statico**. In carrelli con molte ruote questo è difficilmente controllabile dal pilota in caso di frenata intensa.

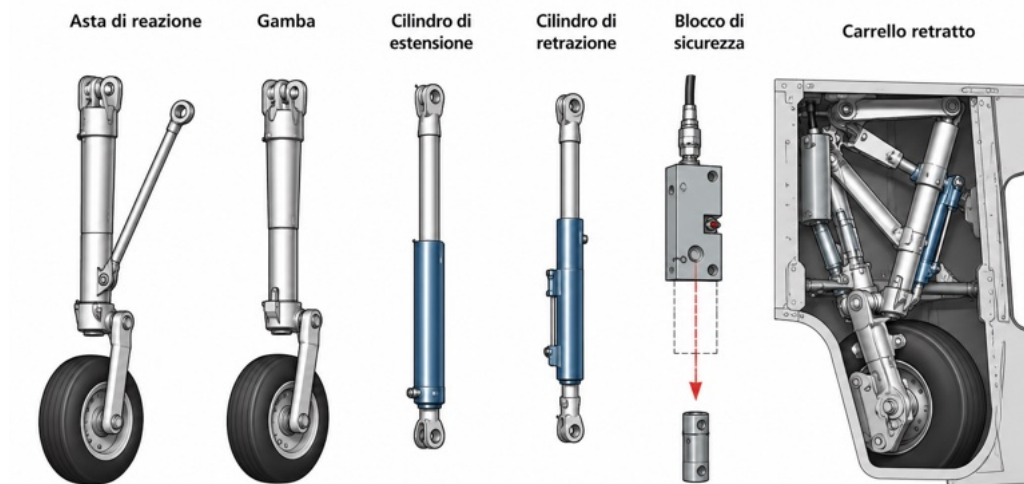
Perché la ruota bloccata frena meno

Finché la ruota rotola, il contatto avviene in *attrito statico* ($\mu_s \simeq 0,8 \div 1,0$ su cemento asciutto). Se si blocca, il battistrada *striscia* e subentra l'attrito *dinamico*, sempre minore. Peggio: la ruota bloccata non può più generare forza laterale (§11.7), e il velivolo perde controllo direzionale. Bloccare le ruote significa frenare di meno e sterzare per niente.

Il problema si risolve con dispositivi **anti-skid**, in grado di controllare il livello di pressione esercitato sui singoli freni.

I sistemi di vecchia generazione si basavano sull'*accelerazione angolare* della ruota: la velocità angolare veniva ricavata da una dinamo o da un generatore di impulsi calettato sulla ruota; il segnale veniva *derivato* e confrontato con un riferimento. Quando l'accelerazione angolare superava la soglia (decelerazione anomala $\Rightarrow$ la ruota si sta bloccando), un'elettrovalvola riduceva la pressione ai freni a un livello poco inferiore a quello che aveva portato al segnale di bloccaggio; poi la pressione veniva aumentata gradualmente fino al successivo segnale, e così via. La storia temporale della pressione risultava una *fluttuazione continua*.

I **sistemi attuali** sono **digitali** anziché analogici, con controllo molto fine del segnale di bloccaggio, fluttuazioni di pressione più contenute e corse di atterraggio più brevi. Riescono addirittura a mantenere la ruota a un **livello di scivolamento ottimale**: confrontano il segnale di velocità angolare campionato con la velocità *calcolata* del velivolo, valutano lo *slittamento* e, quando questo supera un certo livello, rilassano la pressione in modo *proporzionale* all'intensità dello slittamento, fino a recuperare l'intensità desiderata.



11.7 I pneumatici

I pneumatici dei carrelli hanno costruzione simile a quella degli pneumatici automobilistici *radiali tubeless*; ne differiscono principalmente per:

- i **livelli di pressione** adottati (molto più elevati);
- una **molto maggiore rigidità del tallone** di tenuta;
- una **più semplice scolpitura** del battistrada.

Devono sopportare carichi dinamici molto elevati. Il loro effetto è importante in due momenti:

- all'**atterraggio**, dove la deformazione del pneumatico interviene *in serie* con quella dell'ammortizzatore;
- durante il **rullaggio**, dove spesso l'ammortizzatore ha un comportamento talmente rigido da affidare al *solo* pneumatico la funzione di assorbire le asperità del terreno.

Sono soggetti a usura elevata, in parte dovuta allo **spin-up** al contatto (la ruota passa da ferma a centinaia di giri al minuto in una frazione di secondo) e in parte alle frenate.

11.7.1 I coefficienti d'attrito

Condizione	Coefficiente
Attrito <i>volvente</i> , cemento asciutto	0,008 – 0,02
Attrito <i>radente statico</i> , cemento asciutto	0,8 – 1,0
Attrito radente statico, pista bagnata	0,6 – 0,8
Attrito radente statico, ghiaccio	0,1 – 0,2

Esercizio svolto 11.6 – Lo spazio di arresto e la pista

Con la sola frenata (trascurando resistenza aerodinamica e inversori), quale spazio serve per arrestarsi da 70 m/s, in condizioni di aderenza limite?

Fase 1 – La decelerazione massima

$a = \mu_s g$; lo spazio è $s = v^2/(2a)$.

Pista	μ_s	a [m/s ²]	s [m]
Cemento asciutto	0,9	8,8	277
Bagnata	0,7	6,9	357
Ghiaccio	0,15	1,5	1665

Risultato

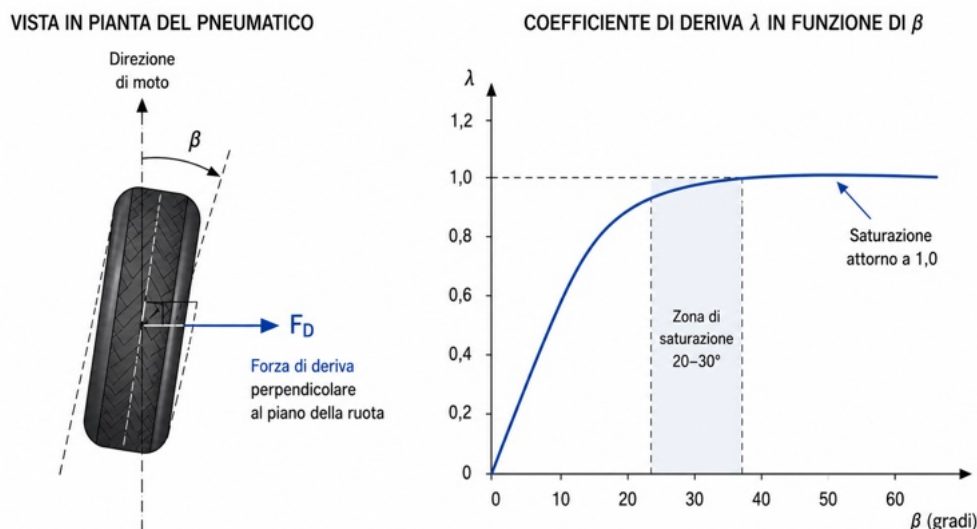
Su ghiaccio lo spazio si moltiplica per **sei**: nessuna pista civile è così lunga. Da qui due contromisure, entrambe aerodinamiche. Gli **inversori di spinta** (cap. 5) generano una forza frenante che *non passa dal contatto ruota-suolo*, e quindi non dipende da μ_s . Gli **spoiler**, distruggendo la portanza residua, scaricano il peso sulle ruote e aumentano il carico verticale N : poiché $F_{\text{ader}} = \mu_s N$, cresce l'aderenza disponibile — ed è per questo che si estendono *immediatamente* al contatto. La frenata efficace comincia dall'aerodinamica, non dai freni.

11.7.2 La forza di deriva

Quando il piano del pneumatico possiede un certo angolo β rispetto alla direzione di avanzamento — detto **angolo di deriva** — si genera una forza laterale, la **forza di deriva**, diretta come l'asse del pneumatico:

$$F_D = \lambda R, \quad (11.10)$$

dove R è il carico verticale sulla ruota e λ il *coefficiente di forza di deriva*, funzione crescente (e poi saturante) di β .



La forza di deriva è dunque *responsabile della sterzata* del velivolo. Tuttavia, nel caso — molto frequente — di carrello con **ruote affiancate**, è inevitabile che vi sia una piccola deriva anche in rettilineo, che provoca un'*usura aggiuntiva* del pneumatico.

11.8 Le ruote

Il disegno della ruota è dettato dalla necessità di *contenere il freno* e di *montare il pneumatico*, col minore peso possibile. A causa delle dimensioni e della rigidità dei pneumatici attuali, la ruota è fatta da **due metà imbullonate** assieme, generalmente in lega d'alluminio.

Due dettagli rivelano tutta la storia termica del capitolo:

- sono talvolta presenti **spine termosensibili** (*fusible plugs*), che “saltano” se la temperatura locale raggiunge un valore troppo alto, provocando la riduzione controllata della pressione del pneumatico;
- sono previsti **rivestimenti termici** (*heat shields*) per evitare che il calore dei freni si propaghi ai pneumatici.

Il senso della spina fusibile

Un pneumatico gonfiato ad alta pressione, scaldato dai freni a 500 °C, è una bomba: se scoppia, i frammenti e l'onda di pressione possono lesionare la struttura e le persone attorno. La spina fusibile è un *cedimento programmato*: sacrifica il pneumatico sgonfiandolo in modo ordinato, per evitare l'esplosione. È lo stesso principio della valvola di sicurezza dell'impianto oleodinamico (§4.5) — si progetta il punto in cui il sistema deve cedere, invece di sperare che non ceda.

Rileggete l'elenco dei componenti: martinetti e valvole di sequenza (*oleodinamico*), azoto in pressione negli ammortizzatori e nei pneumatici (*pneumatico*), sensori di temperatura sui freni (*antincendio*), il *weight-on-wheels* che dialoga con pressurizzazione e avionica, l'accumulatore per l'estrazione di emergenza (*fonti di emergenza*). *Il carrello non è un impianto: è il luogo dove tutti gli impianti si incontrano.* È per questo che lo abbiamo lasciato per ultimo.

Capitolo 12

Gli strumenti di bordo

◉ Dove stiamo andando

Fino a qui abbiamo studiato impianti che *fanno* qualcosa: muovono superfici, scaldano ali, spengono incendi. Gli strumenti non fanno niente. Si limitano a *dire* al pilota dove si trova, quanto va veloce, se sta salendo, se ha le ali orizzontali. Eppure senza di essi il volo strumentale è impossibile, e un pilota privato del pannello dentro una nube perde il controllo del velivolo in meno di un minuto — è un dato sperimentale, non un modo di dire.

Questo capitolo è scritto in tono più disteso degli altri. Ci interesseranno soprattutto *i principi fisici e come sono fatti dentro*: perché una capsula di lamierino corrugato sappia misurare una quota, perché un tubicino capillare sappia distinguere una salita da una discesa, e perché una ruota che gira in fretta si rifiuti ostinatamente di cambiare direzione. Faremo poca matematica e molti ragionamenti, con qualche conto pratico — di quelli che un pilota fa a mente in cabina.

12.1 La cabina di pilotaggio

A bordo di un velivolo devono essere installati un certo numero di strumenti che il pilota utilizza per la 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 assai frequente il riempimento completo di un pannello di fronte ai piloti, di un pannello sul tetto della cabina (l'*overhead panel*), di pannelli laterali.

Il disegno della cabina costituisce un notevole **problema ergonomico**. Bisogna alleviare al massimo il lavoro del pilota, dandogli la possibilità di avere direttamente sott'occhio le misure più rilevanti e di controllare facilmente tutti gli altri strumenti che possono dare indicazione di malfunzionamento. Da questa esigenza è nata, negli anni Trenta e Quaranta, quella disposizione standardizzata che tutti i piloti del mondo conoscono come “**T di base**”:



Al centro l'**orizzonte artificiale**, che dice l'assetto; alla sua sinistra l'**anemometro**, alla sua destra l'**altimetro**, sotto di esso il **girodirezionale**. Sono i quattro parametri che si consultano più spesso, e la mano del pilota li "trova" anche senza guardare. Non è estetica: è tempo di reazione.

Verso il *glass cockpit*

Una tendenza sviluppata negli ultimi decenni consiste nella progettazione di *sistemi di acquisizione dati, elaborazione e presentazione dei valori attraverso l'impiego di calcolatori*. Con tecniche di questo tipo si elimina la *presentazione continua* di tutte le informazioni: il pilota può andare a esaminare qualsiasi strumento su richiesta, ed è *automaticamente avvisato* di malfunzionamenti o condizioni di rischio (cap. 10, §10.2).

Curiosamente, quando i progettisti hanno disegnato i primi schermi hanno riprodotto sul vetro *la stessa T di base*: nastri verticali per velocità e quota ai lati di un orizzonte artificiale sintetico. Non perché fossero conservatori, ma perché quella disposizione funziona. Sotto il vetro non c'è più nessuna capsula — ma il pilota guarda ancora nello stesso posto.

12.2 La bussola magnetica

È uno dei primi strumenti di navigazione introdotti a bordo. Oggi il suo utilizzo come indicatore *primario* di rotta è limitato ai piccoli velivoli, ma la sua installazione resta *richiesta dalle autorità aeronautiche* anche sui velivoli più moderni: è l'unico indicatore di rotta che funziona senza elettricità, senza aria compressa e senza calcolatori.

12.2.1 Com'è fatta, e perché non basta

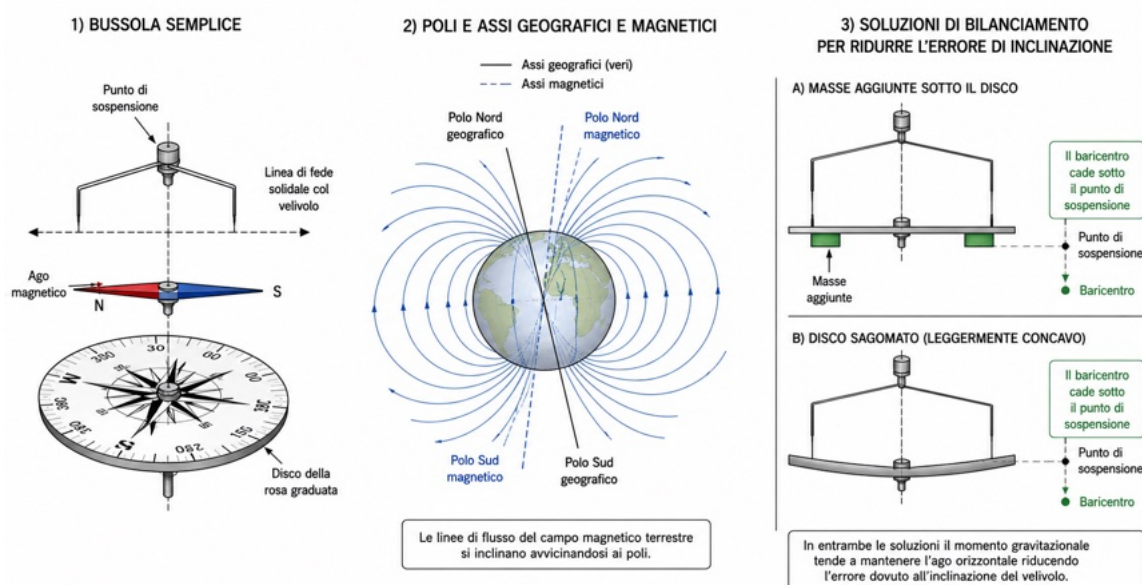
Nella sua forma più semplice è un **ago magnetico permanente**, leggero e incernierato sul baricentro, che tende a disporsi parallelamente alla linea di flusso del campo magnetico terrestre

nel punto in cui si trova. All'ago è attaccato un disco che riporta la **rosa graduata** da 0° a 360° , trapiantata con una **linea di fede** solidale col velivolo.

Semplicissima. E però il campo magnetico terrestre è un pessimo riferimento, per tre motivi indipendenti.

Primo: i poli magnetici non sono quelli geografici. I poli geografici sono definiti dall'asse di rotazione della Terra; quelli magnetici stanno a una certa distanza da essi. Il campo, per giunta, *varia nel tempo* e subisce distorsioni locali dovute a diverse concentrazioni di materiali nella crosta terrestre. Ne segue un **errore di declinazione**, dipendente dal luogo e variabile nell'arco degli anni: l'indicazione va corretta usando i valori riportati sulle carte geografiche.

Secondo: le linee di flusso non sono orizzontali. È ovvio: in prossimità dei poli magnetici tendono a diventare *verticali*. L'ago vorrebbe allora immergersi, e la bussola diventa difficilmente utilizzabile. Per ridurre questo **errore di inclinazione** si fa in modo che la bussola tenda a rimanere orizzontale, *ponendo il suo baricentro al di sotto del punto di sospensione* — aggiungendo masse sotto il disco, o sagomando opportunamente il disco stesso.



Ma ecco il punto delicato — e questo è il tipo di ragionamento che vale la pena imparare. *Quel bilanciamento risolve un problema e ne crea un altro.* Un corpo il cui baricentro è spostato sotto il punto di sospensione è, di fatto, un **pendolo**: e un pendolo è sensibile alle *accelerazioni*, normalmente presenti durante ogni manovra. Gli effetti vengono fortemente smorzati ponendo l'equipaggiamento mobile in un ambiente riempito di *fluido viscoso* (è per questo che la bussola di bordo è “a bagno”), ma durante le manovre — e quindi tipicamente durante i cambiamenti di rotta — la bussola può avere scostamenti sensibili dall'indicazione corretta.

Terzo: il velivolo stesso disturba il campo. A bordo ci sono consistenti masse ferrose (i motori) e apparecchiature che generano campi elettromagnetici (tutte le radio). Ne nascono **errori di deviazione**, che si minimizzano con una taratura chiamata *giro di bussola*: si valuta lo scostamento per vari orientamenti del velivolo e lo si riduce con piccoli magneti di compensazione permanenti, disposti nelle vicinanze della bussola, riportando in tabella gli errori residui. Quella tabella — un cartoncino ingiallito accanto allo strumento — è ancora oggi obbligatoria.

Il verdetto: affidabile ma lenta

Mettendo insieme le tre cose, si arriva alla caratterizzazione che conta: *la bussola magnetica è uno strumento affidabile sui lunghi periodi, mentre sui brevi periodi — ovvero in manovra — fornisce indicazioni troppo oscillanti*. Per questi si ricorre ad altri indicatori di rotta: il **girodirezionale** e la **girobussola** (§12.5.6).

Notate la simmetria: il giroscopio è preciso subito ma *deriva* nel tempo; la bussola oscilla subito ma *non deriva mai*. I due strumenti hanno difetti complementari — e infatti si usano insieme, riallineando periodicamente il primo sulla seconda. Questa è, in miniatura, l'idea che sta alla base di ogni moderno sistema di navigazione integrato.

Oggi, tranne che sui velivoli economici, si utilizza principalmente una **bussola elettronica**: un dispositivo che misura il campo magnetico tramite avvolgimenti di filo conduttore attorno a nuclei di materiale magnetizzabile — la cosiddetta **valvola di flusso** (*flux valve*). Non ha parti mobili, si monta lontano dai disturbi (tipicamente nell'estremità alare) e il suo segnale, essendo elettrico, si presta a essere elaborato dal calcolatore.

12.3 Le prese di pressione: da dove arrivano i dati

Prima di parlare degli strumenti a capsula conviene fermarsi su ciò che sta *fuori*: le prese che raccolgono le pressioni. È qui che nascono gli errori, ed è qui che il velivolo, muovendosi nell'atmosfera, crea un campo aerodinamico che *altera i valori di pressione*.

12.3.1 La presa statica: fragile

Occorre misurare la pressione statica dell'aria indisturbata, prelevandola però dall'esterno di un corpo che sta fendendo quell'aria. 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*, e su questo si spendono ore di galleria del vento e di prove in volo.

C'è di più. Se la velocità locale ha una componente *normale* alla presa di pressione, la misura viene sensibilmente sporcata, e l'errore risulta funzione del **seno** dell'angolo fra la direzione tangente alla presa e la direzione effettiva del vento relativo. Per compensare le asimmetrie dovute a un angolo di *imbardata* del velivolo, si dispongono **due prese simmetriche** sui due fianchi della fusoliera e si preleva la *pressione media* fra le due: se una legge in eccesso, l'altra legge in difetto della stessa quantità, e la media si salva.

12.3.2 Il tubo di Pitot: robusto

La pressione totale viene invece prelevata da una presa sul muso del velivolo, o da un'apposita sonda diretta come la direzione del moto — il **tubo di Pitot**. È un tubetto aperto in avanti, dentro il quale l'aria si ferma: e fermandosi converte tutta la propria energia cinetica in pressione. Per questa sonda l'errore di allineamento è *molto meno sensibile* di quello della presa statica: la componente utile è data dal modulo della velocità per il **coseno** dell'angolo fra l'asse della presa e la velocità.

Esercizio svolto 12.1 – Seno contro coseno: perché il Pitot perdona e la statica no

Confrontiamo l'effetto di un disallineamento di 5°, 10° e 20° sulle due prese.

Fase 1 – La presa totale (coseno)

$$\cos 5^\circ = 0,996; \quad \cos 10^\circ = 0,985; \quad \cos 20^\circ = 0,940.$$

Perdite rispettivamente dello 0,4 %, 1,5 %, 6 %.

Fase 2 – La presa statica (seno)

$$\sin 5^\circ = 0,087; \quad \sin 10^\circ = 0,174; \quad \sin 20^\circ = 0,342.$$

Componente spuria dell'8,7 %, del 17,4 %, del 34,2 %.

Risultato

Il coseno, vicino allo zero, è *piatto*: vale 1 e resta quasi 1. Il seno, vicino allo zero, è *ripido*: cresce come l'angolo stesso. A 10° di disallineamento il Pitot sbaglia dell'1,5 %, la presa statica del 17%: undici volte tanto. *Ecco perché la statica ha bisogno di due prese simmetriche e il Pitot no*. Ed ecco perché un pilota che ha il Pitot leggermente storto se ne accorge appena, mentre una presa statica ostruita da un pezzo di nastro adesivo — è successo, con esito fatale — rende inservibili contemporaneamente altimetro, variometro e anemometro.

Perché le prese sono riscaldate

Le prese di pressione per gli strumenti anemometrici compaiono nell'elenco delle zone critiche per il ghiaccio (§6.3), e sono fra le poche superfici che si scaldano *eletttricamente* anziché con l'aria calda: sono piccole, e per esse l'ingombro di un condotto pneumatico sarebbe insostenibile (cap. 2). Un Pitot ghiacciato smette di misurare la pressione totale; peggio, se si ostruisce con l'aria *dentro* intrappolata, l'anemometro comincia a comportarsi come un altimetro — la velocità indicata sale in salita e scende in discesa, indipendentemente dalla velocità vera. Il riscaldamento del Pitot è la prima voce della *checklist* prima di entrare in nube.

12.4 Gli strumenti a capsula

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

Tutti e tre condividono lo stesso organo sensibile, che vale la pena descrivere una volta sola.

La capsula aneroide

È una *capsula di metallo corrugato, di forma discoidale, all'interno della quale è stato fatto il vuoto*. Il nome viene dal greco: *a-nerós*, “senza liquido” — a differenza del barometro a mercurio.

Il funzionamento è di una semplicità disarmante. La capsula è schiacciata dalla pressione dell'aria che la circonda; la sua elasticità le si oppone. Ogni valore di pressione esterna corrisponde a una posizione di equilibrio diversa, e quindi a uno spessore diverso della capsula.

Il corrugamento a soffietto serve proprio a rendere ampia e ripetibile quella deformazione. Un sistema di **leveraggi e cinematismi** amplifica il movimento di pochi centesimi di millimetro e lo trasforma nella rotazione di un indice su un quadrante. Cambiando ciò che si manda *dentro* e *fuori* dalla capsula, lo stesso oggetto diventa tre strumenti diversi. È tutto qui.

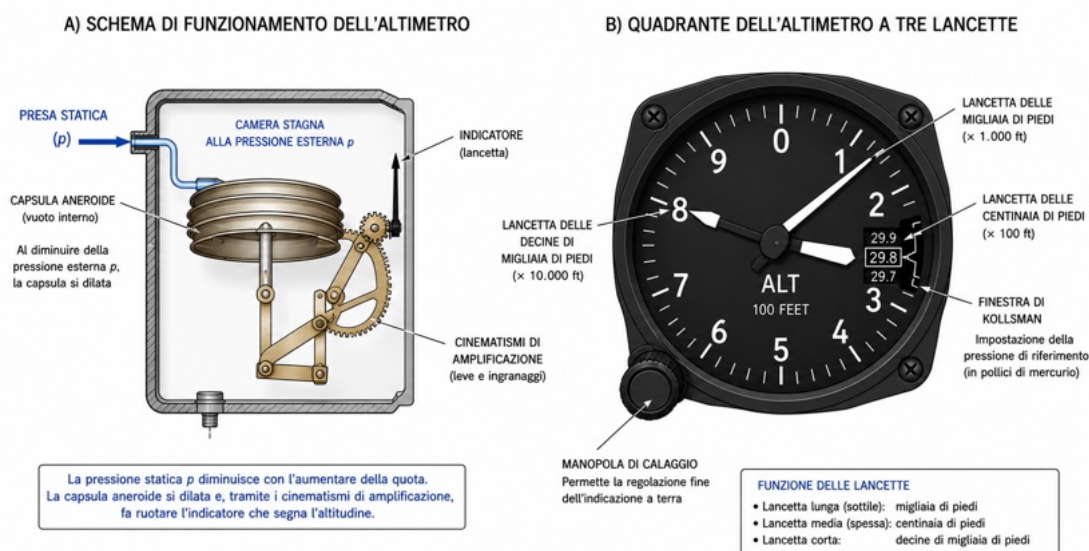
12.4.1 L'altimetro

L'idea di fondo è che *la pressione diminuisce salendo*, in modo noto. L'Aria Tipo Internazionale (appendice A.2) considera l'aria un gas perfetto, in equilibrio statico, con gradiente termico costante dal livello del mare alla tropopausa. Mettendo insieme queste tre ipotesi si ricava una relazione fra pressione ambiente e quota:

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{a z}{T_0}\right)^{\frac{g}{R a}}, \quad (12.1)$$

con p_0 e T_0 pressione e temperatura di riferimento a $z = 0$, e $a = 0,0065 \text{ K/m}$ il gradiente termico. *Dalla misura della pressione statica si risale alla quota di volo: ecco l'altimetro.*

Come è fatto. La pressione statica viene trasmessa all'interno di una camera stagna, dove si trova la capsula aneroide. La capsula si dilata al diminuire della pressione, cioè al crescere della quota, e i cinematismi ne traducono la deformazione in una rotazione dell'indice. Si noti che *la trasformazione pressione–quota è di tipo non lineare*, ma è possibile realizzare cinematismi interni in grado di restituire ugualmente una **scala lineare**, con tacche equispaziate: la non linearità è “mangiata” dalla geometria dei leveraggi. È una raffinatezza che oggi, con un microprocessore, non staremmo neppure a considerare; nel 1930 fu un capolavoro di meccanica.



Il problema. Lo strumento funziona correttamente *se le condizioni dell'aria sono quelle dell'aria tipo*. Ma l'aria tipo è un'astrazione, e ben raramente le condizioni reali sono quelle teoriche: la pressione a quota zero non è quella teorica di 1013,25 mbar né la temperatura è 15 °C. Sono valori che dipendono dalle condizioni meteorologiche locali.

Mentre la temperatura di taratura T_0 resta fissata a 288 K, in tutti gli altimetri esiste la possibilità di **tarare la pressione di riferimento**: si imposta il corretto p_0 a quota zero,

ottenibile per radio dalle stazioni a terra, ruotando una manopola e leggendo il valore in una finestrella — la *finestra di Kollsman*. Questa operazione si chiama **calaggio altimetrico**.

12.4.2 QNE, QNH, QFE: tre modi di dire “quota”

L'altimetro viene impiegato in pratica secondo tre tarature diverse.

QNE. La pressione di taratura è impostata sul valore standard dell'aria tipo, 1 013,25 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 fra i velivoli sono corrette, ed è possibile assicurare una corretta **separazione** fra velivoli a livelli di volo diversi. Va seguita solo a quote elevate, cioè in crociera. (È il motivo per cui in crociera non si parla di “metri” ma di *livelli di volo*: FL 350 non è una quota, è una superficie isobara.)

QNH. La pressione di taratura è impostata sul valore *presunto* a quota zero, calcolato partendo dalla pressione locale della stazione a terra (che non necessariamente è a quota zero). In questo modo, se la pressione è comunicata dalla torre di controllo, all'atterraggio si leggerà in cabina *la quota esatta dell'aeroporto*; inoltre è assicurato il superamento degli ostacoli orografici circostanti in decollo e avvicinamento. Si possono anche richiedere le letture QNH delle zone sorvolate, per condurre un volo sicuro a bassa quota.

QFE. La pressione di taratura è impostata sul valore *attuale dell'aeroporto*: il velivolo a terra legge quota zero. Questa impostazione è ormai andata in disuso, e per il volo a bassa quota — decollo e atterraggio inclusi — si utilizza il QNH.

Esercizio svolto 12.2 – Il calaggio sbagliato: ventisette piedi per millibar

Una regola che ogni pilota conosce a memoria: 1 mbar *vale circa* 27 ft. Da dove viene? E che cosa succede se si sbaglia il calaggio di 20 mbar?

Fase 1 – Da dove viene la regola

Vicino al suolo la pressione cala con la quota secondo la legge dell'idrostatica, $dp = -\rho g dz$. Con $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$:

$$\frac{dp}{dz} = -1,225 \cdot 9,81 \simeq 12 \text{ Pa/m.}$$

Quindi 1 mbar = 100 Pa corrisponde a

$$\frac{100}{12} \simeq 8,3 \text{ m} \simeq 27 \text{ ft.} \quad \checkmark$$

Fase 2 – L'errore

Un pilota imposta 1 013 mbar mentre il QNH reale è 993 mbar (si sta dirigendo verso una zona di bassa pressione e non ha aggiornato il calaggio). Lo scarto è 20 mbar:

$$\text{errore} \simeq 20 \cdot 27 = 540 \text{ ft.}$$

Fase 3 – In che verso?

L'altimetro “crede” di essere partito da una pressione al suolo *maggiore* del vero. A parità di pressione statica letta, deve concludere di essere salito *di più*: indica una quota **maggiore** di quella reale.

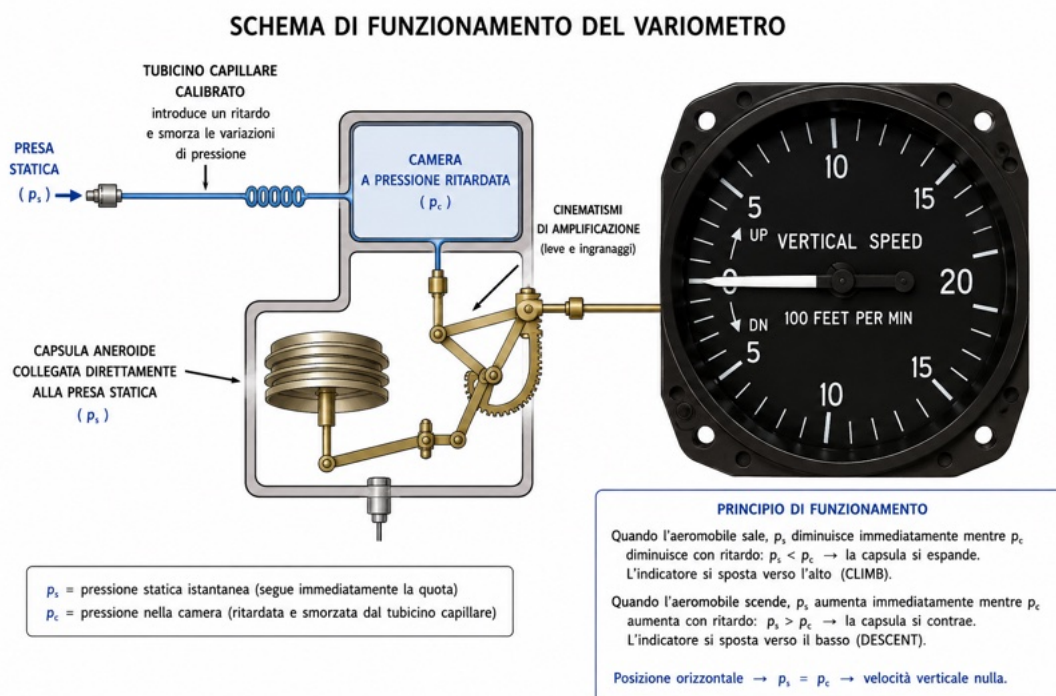
Risultato

Il velivolo si trova 540 ft **più in basso** di quanto l'altimetro dichiara. Se il pilota scende a leggere 1 000 ft fidandosi dello strumento, in realtà è a 460 ft dal suolo. È il significato della regola mnemonica anglosassone “*from high to low, look out below*”: volando da una zona di alta pressione verso una di bassa pressione, senza aggiornare il calaggio, si è sempre *più bassi* di quel che si crede. Lo stesso vale, con identico verso, per la temperatura: aria fredda significa aria densa, isobare più fitte, quindi quota reale *minore* di quella indicata (grosso modo 4 ft ogni 1 000 ft per ogni grado sotto l'ISA).

12.4.3 Il variometro

Il variometro (*VSI*, *Vertical Speed Indicator*) misura le *variazioni* di pressione statica, dando così un'indicazione della componente verticale di velocità del velivolo. Non misura una pressione: misura la **velocità con cui essa cambia**. E lo fa con un artificio di grande eleganza.

Si utilizza una capsula collocata all'interno di una camera. Dentro la capsula viene introdotta la pressione statica, direttamente. Anche all'esterno viene applicata la pressione statica — ma *il collegamento fra la camera e la presa di pressione avviene attraverso un tubicino capillare*, in grado di introdurre un **ritardo** fra la variazione della pressione esterna e lo stabilizzarsi di questa pressione nella camera.



Il funzionamento si segue benissimo a parole:

- **In volo livellato** la pressione non cambia; il capillare ha tutto il tempo di pareggiare i conti; dentro e fuori la capsula c'è la stessa pressione; la capsula non si deforma; l'indice segna zero.
- **In salita** il velivolo va verso zone di pressione più bassa. La pressione *dentro* la capsula cala subito, perché la capsula è collegata direttamente; quella *nella camera* cala in ritardo, perché deve passare per il capillare. La capsula si trova dunque schiacciata da una pressione esterna momentaneamente più alta e si **contrae**, finché la pressione nella camera non si ristabilisce.
- **In discesa** succede l'opposto e la capsula si **espande**.

La deformazione è tanto maggiore quanto più rapida è la salita: la posizione dell'indice misura la *velocità verticale*, e lo strumento è graduato in piedi al minuto.

Il prezzo del capillare: il ritardo

Quel tubicino, che rende possibile la misura, la rende anche *lenta*. Il variometro classico ha un ritardo dell'ordine dei da 6 s a 9 s: se si cabra bruscamente, l'indice impiega qualche secondo a raggiungere il valore corretto, e per un istante può addirittura muoversi *nel verso sbagliato*. Il pilota strumentale impara a non “inseguire” il variometro, e a usarlo come conferma *dopo* aver stabilizzato l'assetto sull'orizzonte artificiale. I variometri più raffinati (*IVSI*, *Instantaneous VSI*) aggiungono una pompetta inerziale che anticipa il segnale nei primi istanti.

12.4.4 L'anemometro

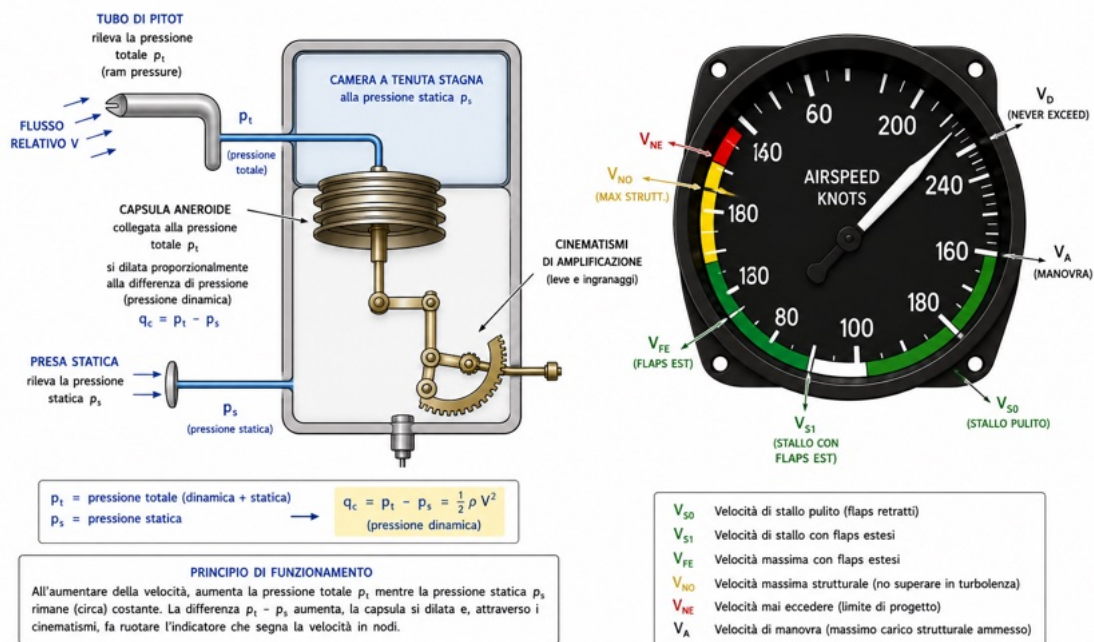
Qui la pressione da misurare è la **pressione dinamica**: la differenza fra la pressione *totale*, ottenuta da una presa diretta come la velocità relativa (il Pitot), e la pressione *statica*.

Per regimi incomprimibili vale il teorema di Bernoulli ((3.4), e ora capiamo perché lo abbiamo studiato con tanta cura nel cap. 3):

$$p_t = p_s + \frac{1}{2} \rho v^2. \quad (12.2)$$

La misura della velocità si basa dunque sulla differenza $p_t - p_s$, che si ottiene facilmente con una capsula sottoposta a tale pressione differenziale: si manda la pressione *totale* dentro la capsula e la pressione *statica* nella camera che la contiene. La capsula si gonfia tanto più quanto più veloce è il velivolo.

SCHEMA DI FUNZIONAMENTO DELL'ANEMOMETRO



Esercizio svolto 12.3 – Quanto è piccola la pressione dinamica

Al livello del mare, a $v = 50 \text{ m/s}$ (circa 100 kt):

$$q = \frac{1}{2} \rho_0 v^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 50^2 \simeq 1531 \text{ Pa} \simeq 15 \text{ mbar}.$$

La pressione atmosferica vale 1013 mbar.

Risultato

La capsula dell'anemometro deve rilevare uno scarto di 15 mbar su un fondo di oltre mille: l'1,5 %. Se la pressione statica è sbagliata di appena 2 mbar — un'inezia per l'altimetro, 54 ft — l'anemometro sbaglia il 13 % sulla pressione dinamica, e circa il 7 % sulla velocità. È lo strumento più sensibile agli errori della presa statica, e in prossimità dello stallo un 7 % è moltissimo. Questa è la ragione tecnica per cui alle prese statiche si dedica tanta cura.

12.4.5 IAS, CAS, EAS, TAS: quattro velocità, un solo aeroplano

Per avere una misura corretta della velocità occorrerebbe conoscere la densità ρ , che dipende da quota e condizioni meteorologiche. Lo strumento, però, non la conosce: è tarato una volta per tutte sulla densità al livello del mare in aria tipo. Da qui nasce una catena di velocità che va capita bene, perché è fonte di confusione perenne.

IAS (Indicated Air Speed). È l'indicazione fornita dallo strumento, letta direttamente. Contiene tutti gli errori.

CAS (Calibrated Air Speed). Si ricava dalla IAS mediante una *curva di taratura* che tiene conto degli errori strumentali e di *posizionamento delle prese*, nonché della non linearità del problema.

EAS (*Equivalent Air Speed*). Si ricava dalla CAS tenendo conto degli effetti di *compressibilità*; in pratica si passa direttamente dalla IAS alla EAS. La velocità equivalente si ottiene usando, nella formula di passaggio dalla pressione dinamica alla velocità, *la densità corrispondente alla quota zero in aria tipo*.

TAS (*True Air Speed*). Si ricava dalla EAS tenendo conto dell'*effettiva densità* alla quota di volo. È la velocità rispetto all'aria.

Quale usare, e quando

Le due che contano davvero sono la EAS e la TAS, e servono a cose diverse.

La **EAS** è quella che *fornisce indicazioni sulle forze agenti sul velivolo*: dipende solo dalla pressione dinamica, e la pressione dinamica è ciò che genera portanza e resistenza. È quindi l'indicazione fondamentale per controllare il velivolo rispetto alle *velocità pericolose*: velocità minima, velocità di manovra, e così via. Un velivolo stalla *sempre alla stessa EAS*, a qualunque quota. Per questo il pilota, in cabina, guarda l'indicazione “sbagliata” — la IAS — e fa benissimo: è quella che gli dice quanto è lontano dallo stallo.

La **TAS** è la velocità vera rispetto all'aria, e serve per la *navigazione* — relativamente, però, perché non può tenere conto della presenza di venti. Per il moto rispetto al *suolo* occorre comporre vettorialmente la TAS con la velocità del vento, ottenendo la *ground speed*.

Esercizio svolto 12.4 – La stessa IAS, tre quote diverse

Un velivolo mantiene EAS = 250 kt. Quanto vale la TAS al livello del mare, a 20 000 ft e a 35 000 ft?

Fase 1 – La relazione

Poiché la EAS è definita usando ρ_0 e la TAS usa ρ , e la pressione dinamica è la stessa:

$$\frac{1}{2}\rho_0 V_{EAS}^2 = \frac{1}{2}\rho V_{TAS}^2 \implies V_{TAS} = \frac{V_{EAS}}{\sqrt{\sigma}}, \quad \sigma = \frac{\rho}{\rho_0}.$$

Fase 2 – I valori (appendice A.2)

Quota	σ	$1/\sqrt{\sigma}$	TAS
0 ft	1,000	1,000	250 kt
20 000 ft	0,533	1,370	342 kt
35 000 ft	0,310	1,796	449 kt

Risultato

Alla quota di crociera lo stesso strumento che segna 250 kt nasconde una velocità vera di quasi 450 kt: l'80 % in più. La regola pratica dei piloti — *aggiungi il 2 % ogni 1 000 ft* — darebbe +40 % a 20 000 ft contro il 37 % esatto: onesta. E si capisce il paradosso: il velivolo in crociera vola *velocissimo* rispetto all'aria, ma le sue ali “sentono” la stessa pressione dinamica di un velivolo lento a bassa quota. Le ali non sanno la velocità: sanno solo la pressione dinamica.

12.4.6 Il machmetro

Un ultimo strumento basato su misure di pressione è il **machmetro**, che misura il numero di Mach di volo. È costituito da due meccanismi messi insieme: uno come quello dell'*anemometro*, che misura la differenza fra pressione totale e statica, e uno come quello dell'*altimetro*, che misura la pressione statica.

Dal primo si ottiene un segnale proporzionale alla velocità v dell'aria; dal secondo, un segnale proporzionale alla velocità del suono c — che in aria tipo dipende dalla sola quota. Dal loro *rapporto* si ottiene $M = v/c$: un cinematismo differenziale che divide meccanicamente due grandezze. Nessuna elettronica, nessun calcolatore: due capsule e un sistema di leve.

12.5 Gli strumenti giroscopici

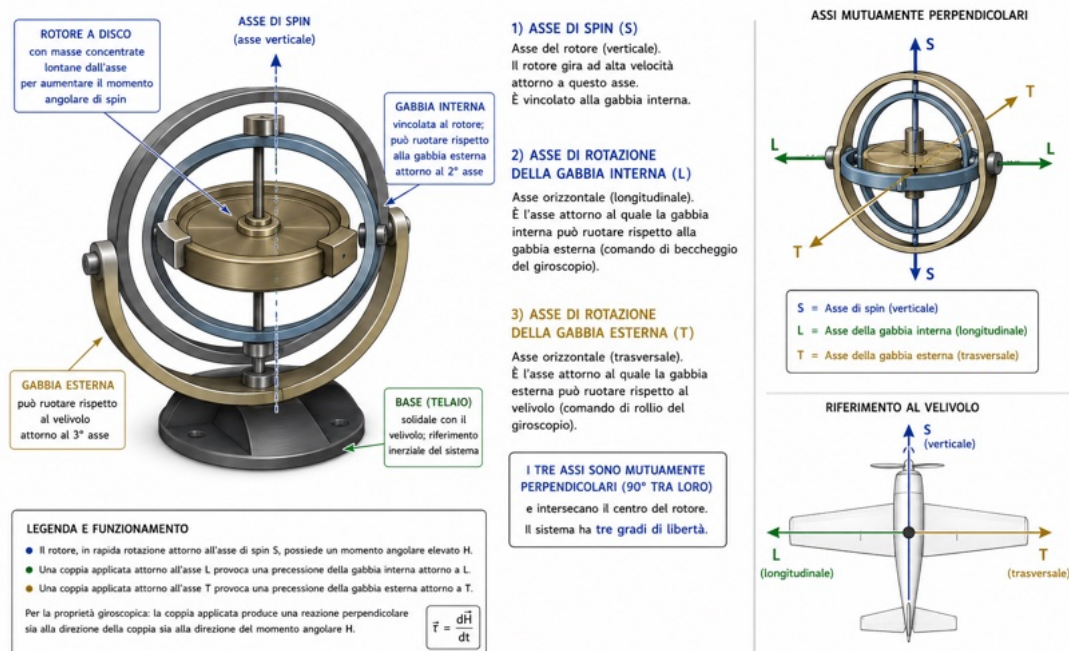
Esiste una seconda famiglia di strumenti di navigazione, basata sui **giroscopi**: *orizzonte artificiale*, *indicatore di virata*, *girodirezionale*, *girobussola* e *piattaforma inerziale*. Per capirli occorre prima capire il giroscopio — e lo faremo senza scrivere le equazioni di Eulero, che pure ne sono la sostanza.

12.5.1 Che cos'è un giroscopio

Un giroscopio è 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 loro*. La forma tipica è quindi quella di un **disco**, con le masse distribuite il più lontano possibile dal centro, rotante ad alta velocità.

Sospeso al baricentro significa: montato su una o due **gabbie** (*gimbals*) incernierate, in modo che nessuna forza esterna possa esercitare momento sul disco per il solo fatto di sostenerlo. Con due gabbie il giroscopio ha **tre gradi di libertà** (può orientare il suo asse comunque); con una sola gabbia ne ha **due**, e il grado di libertà soppresso diventa, come vedremo, il segreto dello strumento.

GIROSCOPIO A TRE GRADI DI LIBERTÀ



Dal punto di vista fisico ciò che conta è una sola grandezza: il **momento della quantità di moto** H , prodotto del momento d'inerzia per la velocità angolare di spin — che gli aeronautici chiamano espressivamente *tenacia* del giroscopio. Da essa discendono due proprietà, e sono le sole che ci servono.

12.5.2 Prima proprietà: la rigidità

Rigidità giroscopica

Se i momenti esterni sono nulli, le velocità angolari attorno agli altri assi restano nulle: il giroscopio tende a mantenere invariato il proprio asse di spin. Le piccole oscillazioni residue (la *nutazione*) vengono annullate dagli smorzamenti.

In parole povere: un disco che gira in fretta *punta sempre nella stessa direzione dello spazio*, qualunque cosa faccia il velivolo attorno a esso. Non è magia, è conservazione del momento angolare. La ruota di una bicicletta in corsa fa la stessa cosa: è per questo che sta in piedi.

Ecco l'idea che rende possibili tutti gli strumenti giroscopici: **a bordo di un velivolo che rolla, beccheggia e imbarدا, il giroscopio fornisce un riferimento fisso.** Non serve nient'altro. Il resto sono cinematismi per leggere l'angolo fra quel riferimento e la struttura.

12.5.3 Seconda proprietà: la precessione

Questa è meno intuitiva, e va meditata.

Precessione giroscopica

Se si applica un *momento* a un giroscopio, esso non ruota attorno all'asse del momento applicato — come farebbe qualunque corpo fermo — ma attorno a un asse **perpendicolare** sia a quello del momento sia all'asse di spin. Questo moto si chiama **precessione**, e la sua velocità è tanto *minore* quanto più il giroscopio è tenace.

Detta in modo operativo: *spingi qui, e si muove là, a novanta gradi in avanti nel verso della rotazione.* Chiunque abbia provato a inclinare una ruota di bicicletta che gira tenendola per l'asse ha sentito quella forza ostinata che devia la mano di lato.

Un momento applicato genera dunque una precessione — ma induce anche una piccola velocità angolare attorno all'asse al quale il momento è applicato. In pratica, però, H è molto grande e questo secondo effetto è piccolissimo, e si trascura.

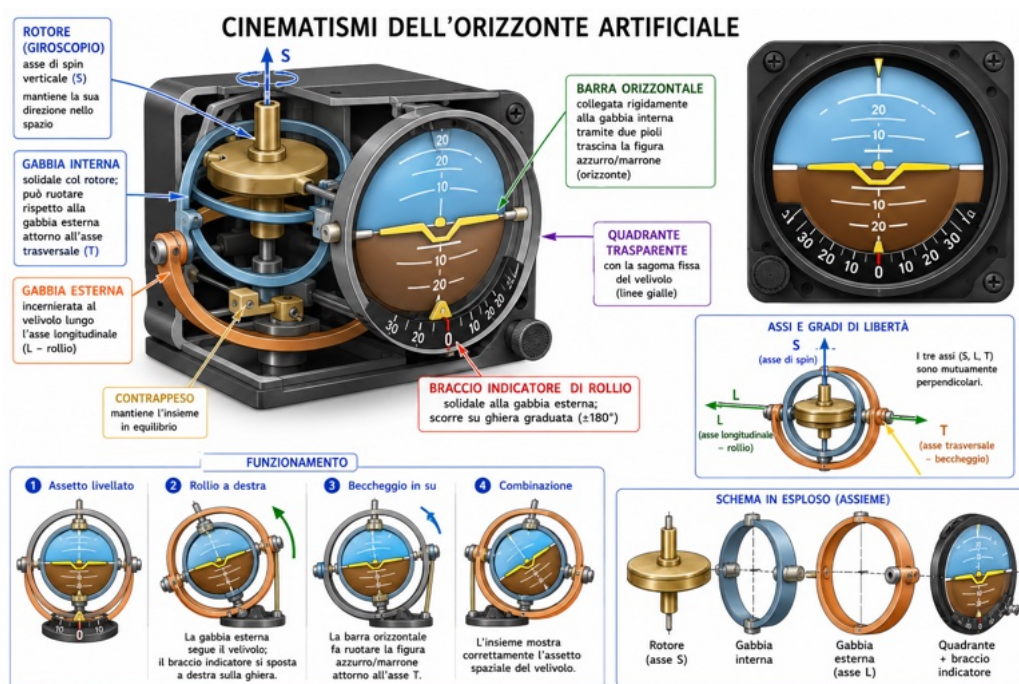
La precessione è un difetto o una risorsa? Entrambe le cose, e qui sta il bello.

- È un **difetto** nell'orizzonte artificiale e nel girodirezionale, dove vorremmo che l'asse restasse dove sta: gli attriti residui nelle gabbie applicano piccoli momenti parassiti che fanno lentamente “derivare” lo strumento.
- È una **risorsa** nell'indicatore di virata: se si *impedisce* al giroscopio di precessionare liberamente contrastandolo con una molla, la posizione di equilibrio della gabbietta diventa la *misura* della velocità angolare imposta. In questo modo si valuta una velocità angolare misurando semplicemente un angolo. (Oppure, sostituendo la molla con una cella di carico posta lontano dall'asse, misurando una forza.) È così che un giroscopio diventa un **trasduttore di velocità angolare**. Uno smorzamento è necessario per evitare oscillazioni.

12.5.4 L'orizzonte artificiale

Indica gli angoli di **beccheggio** e di **rollio**. Si basa su un giroscopio a *tre gradi di libertà*, con asse di spin **verticale**.

La **gabbia esterna** è incernierata al velivolo parallelamente all'asse longitudinale: è quindi in grado di indicare direttamente l'angolo di rollio, poiché un braccio solidale con essa scorre su una ghiera graduata 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. Durante il beccheggio la gabbia esterna beccheggia solidale col velivolo, ruotando rispetto alla gabbia interna — che invece mantiene invariato il proprio orientamento nello spazio — e i leveraggi traslano verticalmente la figura dell'orizzonte rispetto a un quadrante trasparente solidale col velivolo, sul cui centro è riportata la sagoma del velivolo stesso.



Che cosa si muove davvero

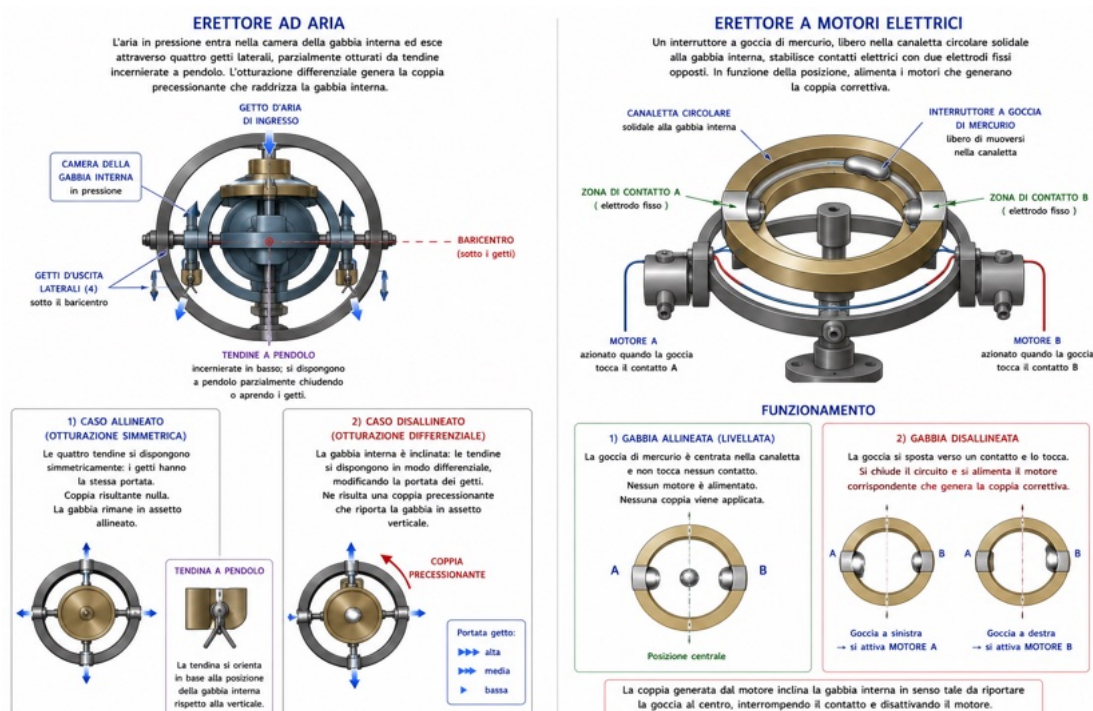
Vale la pena soffermarsi, perché è un punto che confonde tutti gli studenti. *L'orizzonte disegnato nello strumento sta fermo nello spazio; è la sagoma del velivolo, solidale col quadrante e quindi con la fusoliera, a inclinarsi attorno a esso.* Nella percezione del pilota avviene l'opposto — e questo è esattamente ciò che si vuole, perché riproduce quello che vedrebbe dal finestrino.

L'errore, e il rimedio. Lo strumento così descritto sarebbe affetto da un **errore di precessione apparente**. Mentre l'asse di spin tende a rimanere orientato parallelo a se stesso *nello spazio*, il velivolo percorre una traiettoria *non piana*, perché legata alla curvatura terrestre. A bordo si osserverebbe quindi, lentamente, un movimento dell'orizzonte artificiale: non perché il giroscopio abbia sbagliato, ma perché la verticale locale è cambiata sotto di esso.

Per evitare l'inconveniente si adottano **sistemi erettori**, che tendono a riallineare costantemente l'asse di spin con la *verticale locale*. Ne esistono due tipi, entrambi basati su meccanismi a *pendolo*.

Erettore ad aria. 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 quattro fori laterali, disposti a 90° l'uno dall'altro e collocati con un certo braccio *sotto* il baricentro. I fori sono parzialmente otturati da quattro tendine incernierate a pendolo, che si dispongono secondo la normale locale. Se l'asse è allineato con la verticale, i fori sono otturati in ugual misura e il sistema è in equilibrio. In caso di disallineamento le tendine otturano i fori contrapposti in modo *differenziato*: nasce una coppia sfasata di 90° rispetto all'angolo di disallineamento — e proprio per la precessione, quella coppia *raddrizza* il giroscopio.

Erettore elettrico. Si impiegano piccoli motori che applicano la coppia precessionante sugli assi. Sono attivati da due **interuttori a goccia di mercurio**, ciascuno costituito da un tratto di canaletta circolare con due zone di contatto. La goccia si comporta da pendolo: allineati, sta al centro e i contatti restano aperti; disallineati, si sposta e chiude uno dei due contatti. I due interruttori sono disposti sulla gabbia interna a 90° l'uno dall'altro, per risentire del disallineamento sia in rollio sia in beccheggio.



Il compromesso dei sistemi erettori

Ecco il ragionamento più fine di questo capitolo. Entrambi i sistemi, essendo basati su meccanismi a pendolo, *risentono delle forze d'inerzia*. In manovra il pendolo non si allinea con la verticale vera, ma con la **verticale apparente**, data dalla somma vettoriale dell'accelerazione di gravità e di quella d'inerzia. Se l'erettore lavorasse in fretta, in una virata prolungata "raddrizzerebbe" l'orizzonte artificiale rispetto a un riferimento sbagliato.

La soluzione è disarmante nella sua semplicità: *si fa lavorare l'erettore molto lentamente*. La rotazione indotta è dell'ordine di qualche grado al minuto — fra i **3 e gli 8 gradi al minuto** — di modo che per manovre relativamente brevi l'asse di spin non venga ruotato sensibilmente. Nel caso dei motori elettrici, inoltre, si collocano i contatti *molto vicini al centro* della canaletta, così che in caso di manovra appena accentuata la goccia di mercurio li superi senza fermarsi a chiuderli.

In una riga: *l'erettore è abbastanza veloce da inseguire la curvatura terrestre, abbastanza*

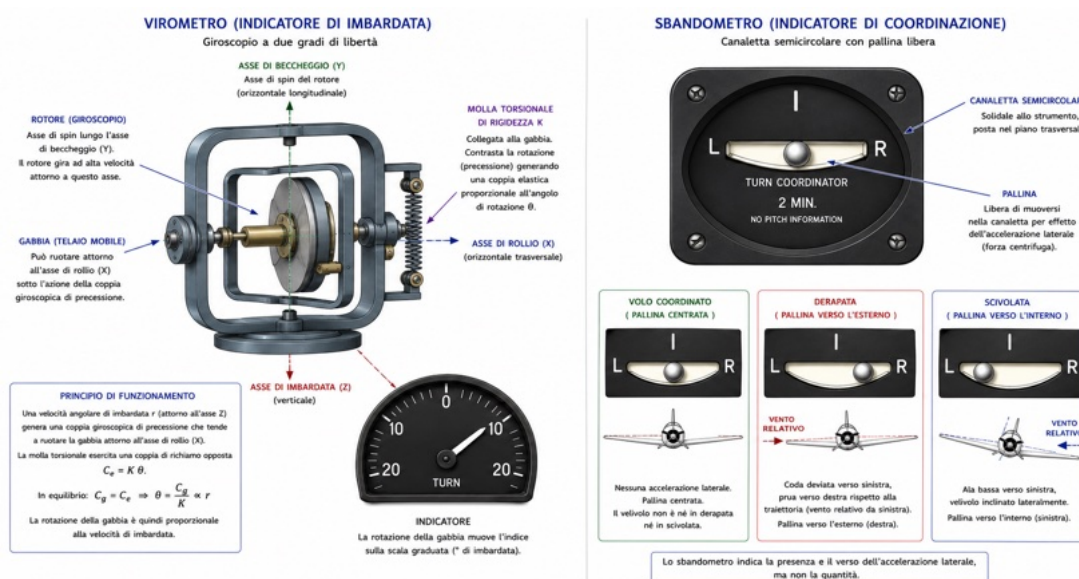
lento da ignorare le manovre. La curvatura terrestre agisce in minuti; le manovre in secondi. Si sfrutta la separazione delle scale dei tempi — un'idea che l'ingegnere ritrova ovunque, dai filtri elettrici al capillare del variometro.

12.5.5 Il virosbandometro

L'**indicatore di virata** (o *virometro*) serve a indicare la *velocità angolare di virata*. Viene spesso completato con uno **sbandometro**, ossia un indicatore di accelerazione laterale, e in tal caso lo strumento prende il nome di **virosbandometro**. Sono due strumenti indipendenti nella stessa cassa: uno giroscopico, l'altro un semplice pendolo.

Il virometro. Si basa su un giroscopio a *due gradi di libertà*. L'asse di spin è diretto come l'asse di beccheggio (trasversale) ed è incernierato a una gabbia che permette la rotazione attorno all'asse di rollio. Il grado di libertà soppresso è quello associato alla rotazione attorno all'asse di imbardata.

Ed è proprio questo il punto. Durante una virata, la velocità angolare di imbardata viene *imposta* al giroscopio, che non può assorbirla ruotando. Esso risponderebbe precessionando attorno all'asse di rollio; ma se tale movimento viene contrastato da una **molla torsionale**, la gabbia trova una posizione di equilibrio, e l'angolo di equilibrio risulta *proporzionale alla velocità angolare di virata*, con costante di proporzionalità pari al rapporto fra la tenacia H del giroscopio e la rigidità K della molla. Si valuta una velocità angolare misurando semplicemente un angolo.



Un limite onesto

Questo strumento è affetto da un errore, perché *la misura è corretta solo lungo l'asse perpendicolare alla gabbia*. In generale questo non coincide con l'asse di virata — tanto meno quanto più la velocità angolare di virata è elevata. Si può quindi dire che il virometro viene principalmente utilizzato come *indicatore del fatto che il velivolo sia in virata o in moto rettilineo*, più che come misuratore di precisione.

Lo sbandometro. Consiste in un sistema pendolare: tipicamente una **massa libera di scorrere all'interno di una canaletta semicircolare** — la celebre “pallina”. Durante una virata non corretta, la risultante della forza peso e della forza centrifuga porta la massa fuori centro:

- *verso l'esterno* della curva, se la virata è compiuta con un angolo di rollio **troppo basso** (il velivolo “scivola verso l'esterno”: *derapata*);
- *verso l'interno*, se compiuta con un angolo di rollio **troppo alto** (*scivolata*).

Da qui la regola che ogni allievo pilota ripete: “*pedale dalla parte della pallina*”. Quando la pallina è centrata la risultante è diretta lungo l'asse verticale del velivolo: la virata è *corretta*, o *coordinata*, e i passeggeri non sentono alcuna spinta laterale.

Esercizio svolto 12.5 – La virata standard

Nel volo strumentale si usa la *virata standard* (*rate one*): $3^\circ/\text{s}$, cioè 360° in due minuti. Quale angolo di rollio serve a 194 kt di TAS?

Fase 1 – L'equilibrio in virata corretta

In virata corretta la componente orizzontale della portanza fornisce la forza centripeta, quella verticale equilibra il peso. Dividendo membro a membro:

$$\tan \varphi = \frac{V \omega}{g}.$$

Fase 2 – Il calcolo

$\omega = 3^\circ/\text{s} = 0,0524 \text{ rad/s}$; $V = 194 \text{ kt} \simeq 99,8 \text{ m/s}$:

$$\tan \varphi = \frac{99,8 \cdot 0,0524}{9,81} \simeq 0,533 \implies \varphi \simeq 28^\circ.$$

Risultato

Circa 28° di inclinazione. La regola pratica dei piloti — *dividi la velocità in nodi per dieci e aggiungi sette* — darebbe $194/10 + 7 = 26,4^\circ$: notevolmente vicina.

Ma il punto vero è un altro. L'angolo di rollio necessario *cresce con la velocità*: a 100 kt bastano 15° , a 300 kt ne servono 40° . Ecco perché il viometro, tarato sulla velocità angolare, è più utile dell'orizzonte artificiale per eseguire una virata standard: dice direttamente ciò che serve, senza che il pilota debba fare il conto. Ed ecco perché sull'orizzonte artificiale ci sono tacche fisse a 10° , 20° e 30° — ma sul viometro c'è una sola, semplice tacca: *quella*.

12.5.6 Il girodirezionale e la girobussola

Il **girodirezionale** fu il primo strumento giroscopico a essere utilizzato come indicatore di rotta; su molti velivoli attuali è stato sostituito dalla bussola elettronica.

È costituito da un giroscopio a *tre gradi di libertà* con asse di spin **orizzontale**. La gabbia interna, solidale con l'asse di spin, porta una *rosa graduata* di 360° , ed è incernierata alla gabbia esterna, che a sua volta è libera di ruotare attorno all'asse di imbardata del velivolo. Quando il velivolo imbarda, la rosa resta ferma nello spazio e la linea di fede le scorre davanti: si legge la rotta.

Il suo impiego è quello che ci si aspetta dopo aver letto il §12.2. *Prima* di eseguire una manovra si imposta sullo strumento, tramite una manopola di regolazione, la rotta attualmente indicata dalla bussola magnetica. *Durante* la manovra si segue la rotta indicata dal girodirezionale — che si mantiene affidabile per un certo periodo di tempo, terminato il quale gli errori di *deriva*

e di *precessione apparente* diventano non più trascurabili, nonostante i sistemi erettivi impiegati. Allora si torna a leggere la bussola, e si riallinea.



La **girobussola** chiude il cerchio: è un girodirezionale la cui rosa viene *riallineata automaticamente e con continuità* sul segnale della valvola di flusso, attraverso un piccolo servomotore. Ha la prontezza del giroscopio nel breve periodo e l'assenza di deriva della bussola nel lungo. Come annunciato, i due difetti si elidono.

12.5.7 Che fine hanno fatto i giroscopi meccanici

Il rotore a dischi che gira su cuscinetti a 20 000 giri/min è, oggi, quasi scomparso dai velivoli di linea. Non perché il principio sia sbagliato — resta valido — ma perché quel principio si può realizzare senza parti in movimento:

- il **giroscopio laser (RLG)** e quello a **fibra ottica (FOG)** misurano la rotazione dalla differenza di tempo di percorrenza fra due raggi luminosi che girano in verso opposto lungo un anello (effetto Sagnac). Precisi, immediati, immortali;
- i **sensori MEMS** sfruttano l'effetto di Coriolis su una minuscola massa vibrante incisa nel silicio. Costano pochi euro, e sono quelli che ruotano lo schermo del vostro telefono.

Insieme agli accelerometri, questi sensori costituiscono la **piattaforma inerziale**, cuore della navigazione autonoma.

Il pilota di linea, oggi, guarda uno schermo. Dietro quello schermo non c'è nessuna capsula corrugata, nessun disco rotante, nessuna goccia di mercurio in una canaletta. Ci sono sensori a stato solido e calcolatori.

Eppure lo schermo mostra un *orizzonte azzurro e marrone* con una sagoma di velivolo al centro; mostra la quota in *piedi* riferita a una pressione impostata a mano; mostra una velocità che non è quella vera ma quella *indicata*, perché è quella che dice quanto siamo lontani dallo stallo. Le grandezze, le convenzioni, persino la disposizione sul cruscotto sono quelle inventate da chi costruiva capsule di lamierino.

Studiare come funzionavano quegli strumenti non è archeologia: è imparare *che cosa* si

misura e *perché* lo si misura così. Il resto — il modo di misurarlo — è cambiato tre volte in un secolo, e cambierà ancora.

Appendice A

Formulario e tabelle

A.1 Formulario essenziale

Elettrotecnica

$$\begin{array}{llll}\Delta V = \frac{P}{I} & \Delta V = R I & \Delta V = \frac{Q}{C} & R = \rho \frac{\ell}{S} \\ P = I^2 R \text{ (Joule)} & \Delta V^2 = P \rho \frac{\ell}{S} & m_{\text{cavo}} \propto \frac{1}{V^2} & \end{array}$$

Rete di bordo: DC 28 V (batteria 24 V); AC trifase 115 V/200 V, 400 Hz.

Attuazione a fluido

$$\begin{array}{lll} F = p A & F' = p \frac{\pi (D^2 - d_s^2)}{4} \text{ (rientro)} & W = Q \Delta p \\ W_{\text{albero}} = \frac{Q \Delta p}{\eta_G} & v_{\text{stelo}} = \frac{Q}{A} & \Delta p_{\text{perdite}} \propto \rho v^2 \end{array}$$

Oleodinamico: $p = 21 \text{ MPa} \simeq 210 \text{ atm} \simeq 3000 \text{ psi}$; fluido Skydrol; pompe volumetriche a pistoncini assiali a cilindrata variabile.

Pressurizzazione

$$\begin{array}{ll} \Delta p = p_{\text{cab}} - p_{\text{ext}} & p_{\text{cab, crociera}} = p_{\text{ext}} + \Delta p_{\text{max}} \\ p_{\text{ext, min}} = p_{\text{cab}} - \Delta p_{\text{max}} & \dot{Q} = \dot{m} c_p \Delta T \text{ (antighiaccio)} \end{array}$$

Quota cabina $\leq 8000 \text{ ft}$ ($p_{\text{cab}} \geq 10,92 \text{ psi}$); ratei cabina: $\lesssim 500 \text{ ft/min}$ in salita, $\simeq 300 \text{ ft/min}$ in discesa; Δp_{max} : da 8 psi a 9 psi liner, $\simeq 5 \text{ psi}$ executive/turboprop.

Carrello

$$\begin{array}{lll} E_v = \frac{1}{2} m w^2 & F_{\text{med}} = \frac{E_v}{\eta c} & n = \frac{F_{\text{med}}}{m g} \\ E_k = \frac{1}{2} m V^2 & \Delta T_{\text{dischi}} = \frac{E_{\text{ruota}}}{m_d c} & \end{array}$$

Combustibili

Flash point < fire point; cherosene: flash $\simeq 38^\circ\text{C}$, fire $\simeq 230^\circ\text{C}$, freeze da -60°C a -50°C , $\rho \simeq$ da 0,75 kg/L a 0,85 kg/L; benzina avio: flash < 0°C , fire $\simeq 400^\circ\text{C}$, $\rho \simeq 0,74$ kg/L.

A.2 Tabella ISA

Valori calcolati con il modello ISA standard ($p_0 = 101\,325$ Pa, $T_0 = 288,15$ K, gradiente $6,5$ K/km fino a 11 000 m, poi isoterma a $-56,5^\circ\text{C}$); verificati con lo script `scripts/verifica_impianti.py`.

Quota [ft]	Quota [m]	p [kPa]	p [psi]	T [$^\circ\text{C}$]
0	0	101,33	14,70	+15,0
2000	610	94,21	13,66	+11,0
4000	1219	87,51	12,69	+7,1
6000	1829	81,20	11,78	+3,1
8000	2438	75,26	10,92	-0,8
10000	3048	69,68	10,11	-4,8
15000	4572	57,18	8,29	-14,7
20000	6096	46,56	6,75	-24,6
25000	7620	37,60	5,45	-34,5
30000	9144	30,09	4,36	-44,4
35000	10668	23,84	3,46	-54,3
39000	11887	19,68	2,85	-56,5
41000	12497	17,87	2,59	-56,5
45000	13716	14,75	2,14	-56,5

A.3 Esercizi proposti

1. Ripetere l'esercizio 2.3 con $\Delta V = 200$ V (tensione concatenata della rete di bordo) e verificare che la massa scala con $1/V^2$.
2. Un martinetto a due vie ($D = 70$ mm, stelo $d_s = 30$ mm) lavora a 21 MPa. Calcolare le forze di uscita e di rientro e la velocità dello stelo con $Q = 12$ L/min.
3. Un turboprop regionale ha $\Delta p_{\max} = 5,5$ psi e quota cabina di progetto 8 000 ft. Determinare la massima quota operativa consentita dalla pressurizzazione. (*Suggerimento: procedere come nell'esercizio 7.2.5; risultato atteso: poco sopra i 25 000 ft.*)
4. Un liner in crociera a 39 000 ft garantisce quota cabina 6 000 ft. Quale Δp sta sostenendo la fusoliera?
5. Rifornimento d'inverno a -20°C : ricalcolare la massa imbarcata dell'esercizio 9.2 e commentare.
6. Stimare l'innalzamento di temperatura dei dischi (esercizio 11.5.2) nel caso di decollo abortito a $m = 78\,000$ kg e $V = 85$ m/s, e discutere perché l'RTO al peso massimo è la condizione dimensionante dei freni.