

CAPITOLO V
MOTORI PER AEROMOBILI

1. Forme di energia

Nella fisica–matematica, con il termine “energia” si intende la generica capacità di un sistema di produrre lavoro o calore. Una prima classificazione colloca l’energia meccanica in due grandi classi:

- potenziale se dipende solo dallo stato chimico–fisico del sistema;
- cinetica se dipende solo dal movimento delle varie parti del sistema.

In termini di maggior dettaglio l’energia può presentarsi sotto varie forme¹:

–*Energia gravitazionale*: dovuta all’attrazione newtoniana che ogni massa esercita sulle masse circostanti. Tale energia può essere trasformata in:

–energia cinetica: è sufficiente lasciare cadere da una certa altezza un corpo sulla Terra, perché questo acquisti una certa velocità;

–energia raggianti: è il caso delle nove e supernove, masse stellari che si contraggono per la forte attrazione gravitazionale emettendo onde elettromagnetiche.

–*Energia meccanica*: è quella che, in una ottica di analisi puramente meccanica, un sistema è in grado di restituire completamente sotto forma di lavoro o di energia cinetica.

In altri termini vale il principio di conservazione: l’energia meccanica di un sistema isolato, data dalla somma dell’energia cinetica e potenziale, si mantiene costante. Detto principio non sembra essere soddisfatto nella realtà quotidiana in cui si ha continua perdita di energia meccanica per la presenza di attriti, resistenze passive,... L’energia meccanica persa si trasforma in calore producendo un riscaldamento delle parti circostanti al sistema meccanico. Per ristabilire il principio di conservazione, occorre tenere conto dell’interazione tra il sistema meccanico con l’ambiente circostante attraverso il concetto di *energia interna* di un sistema.

–*Energia termica*: è l’energia cinetica caotica totale legata ai moti disordinati delle molecole del corpo. L’energia meccanica di un sistema può trasformarsi completamente in energia termica; la trasformazione inversa ha invece delle limitazioni espresse dal secondo principio della termodinamica. Tuttavia la somma dell’energia meccanica e termica di un sistema isolato è costante.

¹ Einstein scoprì poi l’equivalenza tra energia E e massa m , data dalla relazione $E=mc^2$, dove c è la velocità della luce.

–*Energia chimica*: è quella costituita dalle variazioni di energia interna prodotte da processi chimici. Questi processi comportano variazioni nel numero e tipo di atomi e modifiche nelle caratteristiche dei legami atomici. Le trasformazioni chimiche sono generalmente accompagnate da trasformazioni di energia chimica in altre forme di energia: termica nelle combustioni; meccanica nelle esplosioni; elettrica nei processi elettrolitici; elettromagnetica nelle emissioni di luce; ...

–*Energia atomica*: è quella posseduta complessivamente da un atomo. Il termine viene usato, sebbene in modo improprio, anche per indicare l'energia nucleare (liberata dai nuclei atomici), l'energia termonucleare (liberata dai processi di fusione nucleare), energia di ionizzazione (necessaria per ionizzare un atomo), ...

–*Energia elettrostatica*: è quella associata ad un campo elettrostatico.

–*Energia elettrica*: è quella di una corrente elettrica fornita da generatori di corrente.

–*Energia elettromagnetica*: è quella associata ad un campo elettromagnetico statico o variabile. In quest'ultimo caso sarebbe più corretto indicarla come energia radiante.

–*Energia radiante*: è quella che si propaga per onde elettromagnetiche. L'energia radiante è distinta in base alla lunghezza d'onda λ ; in particolare l'energia luminosa è quella visibile compresa tra $\lambda=0,4\mu\text{m}$ e $\lambda=0,7\mu\text{m}$.

–*Energia eolica*: è l'energia cinetica posseduta dal vento e sfruttata nella navigazione a vela, nei mulini, ...

–*Energia elastica*: è quella immagazzinata da un corpo elastico quando sottoposto a deformazione.

–*Energia idraulica*: è l'energia cinetica posseduta dall'acqua in movimento e/o l'energia potenziale posseduta da masse d'acqua poste ad una certa quota (dighe, cascate, ...).

A queste va aggiunta l'energia quotidianamente utilizzata dall'uomo, l'*energia muscolare*. Purtroppo, nonostante qualche raro esempio¹, l'energia muscolare non consente di raggiungere velocità sufficienti per il volo. Cosa questa possibile grazie all'impiego dei motori che trasformano alcune forme di energia in energia meccanica.

¹ Un uomo muscoloso può fornire una potenza massima di 0,07kW. Tuttavia, il 23/09/77 B. Allen riuscì a vincere le 50.000 sterline messe in palio nel 1965 coprendo il prescritto percorso ad 8 tra due piloni posti a 805 m, azionando con la propria forza muscolare l'elica del Gossamer Condor. Lo stesso pilota vinse due anni dopo un ulteriore premio di 100.000 sterline, trasvolando la manica (37 km) con il Gossamer Albatross.

2. Degradazione dell'energia e concetto di entropia

Tra le varie forme di energia considerate, si può in un certo qual senso instaurare una graduatoria di “pregio”. Si ha infatti una naturale tendenza alla degradazione dell'energia. Alcune forme di energia di tendono spontaneamente a trasformarsi in altre risultando pertanto più pregiate nel senso di essere più facilmente utilizzabili; altre sono meno facilmente impiegabili ed ulteriormente trasformabili fino ad altre ancora non ugualmente atte ad essere trasformate.

Così l'energia potenziale, sia essa di natura elastica o gravitazionale è quella che più facilmente si può utilizzare e spontaneamente tende a degradare in altre forme. In assenza di vincoli e di resistenze l'energia potenziale si trasforma integralmente in energia cinetica. Nella realtà l'energia cinetica più o meno rapidamente degrada a sua volta in energia termica. Infatti l'energia cinetica è legata al concetto di velocità e la resistenza, dalla quale non si può prescindere ogni qual volta si parla di velocità, comporta la sua inesorabile trasformazione in calore.

Il calore è la forma di energia più degradata dal momento che spontaneamente non si trasforma in nessun'altra forma energetica. Pur tuttavia anche per l'energia termica si può instaurare una scala di valori. Infatti il grado di utilizzazione del calore è strettamente legato al concetto di salto (o gradiente) di temperatura; quanto più la temperatura è elevata rispetto all'ambiente circostante tanto più grande risulta la frazione di calore ulteriormente trasformabile in altra forma di energia. Basti ricordare quanto detto a proposito delle forme di trasmissione del calore (pag. 63, Vol. I), secondo cui l'energia termica passa spontaneamente da condizioni di temperatura più elevata a condizioni di temperatura più bassa. La trasmigrazione di energia cessa quando il campo di temperature diviene uniforme ovvero senza ulteriori salti tra un punto e un altro; da questo momento non c'è più possibilità di un suo utilizzo e l'energia è definitivamente degradata.

Questi fenomeni di degradazione sono regolati dal secondo principio delle termodinamica (Cfr. pag. 285 Vol. I) possono essere sintetizzati affermando che l'entropia aumenta. Mentre l'energia cinetica è costituita da un moto ordinato, l'energia termica è costituita dal moto disordinato delle molecole; pertanto la trasformazione spontanea è possibile solo nel senso cinetica-termica e non termica-cinetica. L'entropia è un indice dello stato di disordine della materia e la natura tende verso il massimo disordine.

3. Combustibili, ossidanti e propellenti

Si indica con il generico nome di *combustibile*, qualsiasi sostanza (liquida, solida o gassosa) che fornisce energia calorifica quando bruciata con ossigeno in una camera di combustione.

Il *comburente* o *ossidante* è la sostanza che, opportunamente miscelata con il combustibile, fornisce l'ossigeno per la combustione. Nei propulsori ad elica e negli aereoreattori è l'aria che fornisce il comburente.

Il *propellente*¹ è un sistema chimico energetico solido, liquido e solido-liquido) risultato della idonea associazione di agenti ossidanti con sostanze combustibili, oltre che di altre sostanze (catalizzatori, additivi vari,...). I propellenti, senza bisogno dell'ossigeno atmosferico, sono quindi in grado di produrre una reazione esotermica, con sviluppo di un grande volume di prodotti gassosi ad alta temperatura.

A)–I combustibili. In aeronautica si utilizzano quasi esclusivamente combustibili liquidi costituiti da miscugli di idrocarburi che, come indica la parola stessa, sono composti (organici) contenenti idrogeno e carbonio. In particolare si impiegano² le benzine nei motori alternativi ed i cheroseni negli aereoreattori.

Le principali caratteristiche dei combustibili sono le seguenti:

a)–Peso specifico.

b)–Potere calorifico: è la quantità di calore prodotta dalla combustione di una quantità unitaria di combustibile.

c)–Volatilità espressa attraverso il valore della tensione di vapore: è un indice della tendenza che ha il carburante a produrre bolle di vapore nelle condutture di adduzione al motore, fenomeno che potrebbe bloccare il flusso del carburante. Tale valore nei cheroseni è circa la metà di quello delle benzine.

d)–Punto di congelamento: è la temperatura alla quale comincia la cristallizzazione del combustibile. E' sempre alquanto basso (-50 °C) ma poiché nel combustibile è sempre contenuta una certa quantità di acqua che

¹ Al termine propellente si assegna talvolta anche il significato di generico elemento che, da solo o con altri, partecipa alla combustione.

² Indicando come carburanti quei combustibili che, a temperatura ambiente, evaporano naturalmente formando con l'aria atmosferica una miscela gassosa, la benzina è anche detta carburante; il cherosene non ha la stessa proprietà e quindi non è un carburante.

congelerebbe molto prima, per evitare inconvenienti i serbatoi dei moderni velivoli sono generalmente riscaldati.

e)–Punto di infiammabilità: è la temperatura minima alla quale il combustibile vaporizza in modo sufficiente per formare una miscela infiammabile. Per le benzine detta temperatura è inferiore ai 0 °C, mentre per il cherosene è superiore ai 50 °C.

B)–I propellenti. A seconda delle caratteristiche fisiche e chimiche prese in considerazione, i propellenti possono essere diversamente classificati.

Limitiamoci in questa sede a distinguerli in: *propellenti liquidi e solidi*.

3.1. I propellenti liquidi

I propellenti liquidi possono essere distinti in monopropellenti o polipropellenti. I monopropellenti sono una miscela unica di combustibile e comburente mentre nei polipropellenti i vari elementi sono inizialmente mantenuti distinti.

Molto impiegati sono i bipropellenti i cui due distinti elementi, combustibile e comburente, vengono stivati in due diversi serbatoi, per farli entrare in contatto solo nella camera di combustione.

Il propellente è detto *ipergolico* se l'accensione avviene spontaneamente quando comburente e combustibile entrano in contatto; fra i propellenti ipergolici più noti citiamo: l'acido nitrico ed anilina, acido nitrico ed idrazina, fluorina ed idrazina,...

Il propellente è detto *anergolico o non-ipergolico* se l'accensione non è spontanea al momento del contatto dei due componenti; fra i propellenti anergolici più noti citiamo: ossigeno liquido ed alcool etilico, ossigeno liquido e benzina, ossigeno liquido ed alcool metilico,...

E' evidente il vantaggio dei bipropellenti ipergolici rispetto agli anergolici, dal momento che non hanno bisogno di un apposito dispositivo di accensione che fornisca il calore sufficiente per portare a temperatura di accensione la miscela di combustibile e comburente.

I propellenti liquidi sono normalmente criogenici, entrano cioè in ebollizione a temperature molto basse. Questo impone di dotare i serbatoi di valvole di sfogo per permettere l'evaporazione del propellente dovuta all'assorbimento di calore dall'esterno. Per ridurre la quantità di propellente così perso è preferibile utilizzare propellenti con una temperatura di ebollizione più alta possibile.

La temperatura di solidificazione deve invece essere la più bassa possibile per non incorrere in fenomeni di congelamento del propellente che complicherebbero l'alimentazione dei motori.

Le prestazioni di un propellente sono valutabili in base all'energia chimica, e quindi alla temperatura che esso può sviluppare nella camera di combustione. La quantità di energia sviluppata da un grammo di propellente varia molto, andando dalle 500 calorie per i più scadenti, alle quasi 3000 per la combustione ossigeno + idrogeno.

Oltre alle caratteristiche fisiche dei propellenti, si deve anche tenere conto dei vari rischi che il loro impiego può comportare. Per alcuni propellenti (ad esempio il nitrometano) è infatti sufficiente la semplice presenza di impurità, un brusco innalzamento di temperatura o una forte vibrazione perché si verifichi un'esplosione. Anche gli ossidanti (ad esempio l'acido nitrico o il perossido di idrogeno) reagiscono facilmente con sostanze organiche, con cui possono accidentalmente venire a contatto, dando luogo così a pericolose combustioni. Altri fattori di rischio da considerare sono quelli dati dalla tossicità e corrosività di molti propellenti. L'anilina, ad esempio, si rivela tossica sia al semplice contatto con la pelle, sia inalandone i vapori, mentre altre sostanze, come il perossido di idrogeno, provocano delle ustioni. L'impiego di queste sostanze si rende quindi possibile solo se sono si prendono opportuni accorgimenti. Questi però comportano maggiori costi, ma soprattutto pesi più elevati quando si rendono necessarie delle protezioni, finendo col determinare una minor resa globale dei propellente.

Fra le sostanze più comunemente usate con funzione di ossidante ricordiamo: l'ossigeno, il fluoro, il perossido di idrogeno, l'acido nitrico e il tetrossido d'azoto; mentre con funzione di combustibile: l'idrogeno, l'idrazina, l'alcool etilico, l'ammoniaca e gli idrocarburi in genere.

A)–Gli ossidanti.

L'ossigeno liquido (O_2): presenta ottime caratteristiche generali in quanto non corrosivo né tossico e si combina bene con cherosene, benzina, idrogeno,... Evapora però molto rapidamente (bolle infatti a $-183\text{ }^\circ\text{C}$) per cui non può essere immagazzinato per molto tempo e normalmente deve essere addirittura prodotto vicino al posto in cui deve essere utilizzato. Una volta pressurizzato può diventare pericoloso, a contatto di sostanze organiche, formando combinazioni esplosive. E' stato molto utilizzato nei lanciatori: *Atlas, Thor, Jupiter, Titan 1*, nel booster del *Saturn*, nel motore principale dello *Shuttle* e nel vettore europeo *Ariane*, abbinato agli idrocarburi e in combinazione con l'idrogeno.

Il fluoro liquido (F): offre ottime prestazioni dal punto di vista energetico, specie abbinato ai derivati del petrolio, e presenta anche il vantaggio di un alto peso specifico (1,5). Purtroppo però reagisce chimicamente con molti metalli ed è altamente tossico sia allo stato puro sia dopo la reazione chimica nei gas di scarico. Anche il fluoro dà dei problemi di immagazzinaggio, dato il suo basso grado di ebollizione (-187 °C) a cui si aggiungono anche pericoli per il personale nel maneggiarlo. Infine è piuttosto caro e commercialmente poco diffuso.

B)–I combustibili.

Gli idrocarburi. Per i motori dei razzi viene prodotto un carburante specifico chiamato RP-1, consistente in una miscela di cherosene e altri idrocarburi, che si presta molto bene ad essere combinato con l'ossigeno. Ne è stato fatto uso nei vettori *Atlas, Thor, Jupiter, Titan e Saturn*.

L'idrogeno liquido (H₂): unito all'ossigeno o al fluoro fornisce prestazioni fra le più elevate nel campo della propulsione chimica. Tuttavia il suo utilizzo come combustibile crea numerosi problemi: il suo basso peso specifico (0,07) rende necessari serbatoi enormi e la bassissima temperatura di ebollizione (-253 °C) crea difficoltà di isolamento per i contenitori. Anche durante il funzionamento dei motori tutte le condutture e le parti attraverso cui scorre devono necessariamente essere isolate per evitarne l'evaporazione. Esiste sempre inoltre il pericolo di ostruzione dei condotti e soprattutto delle valvole, dovuto a sostanze accidentalmente presenti e che possono cristallizzare. L'idrogeno miscelato all'aria è altamente esplosivo, per cui quando fuoriesce dagli appositi sfiatatoi in cima ai grandi serbatoi, viene fatto intenzionalmente bruciare. Per le grandi prestazioni che si ottengono dal suo abbinamento con l'ossigeno è stato usato nei razzi più potenti: *Saturn*, il motore principale dello *Space Shuttle*, ...

L'idrazina (N₂H₄) è un propellente dalle buone prestazioni, nonostante sia altamente tossico anche al solo contatto con la pelle. Può essere usato anche come monopropellente con il solo ausilio di sostanze catalizzatrici preriscaldate e sotto tale forma, è spesso impiegato nei piccoli razzi ausiliari di controllo di volo dei missili o d'assetto dei satelliti.

3.2. I propellenti solidi

I propellenti solidi contengono opportunamente miscelati gli elementi con funzione di ossidante e di combustibile, formando una unica sostanza pronta alla combustione, e quindi sono da considerarsi già a priori come monopropellenti.

In particolare i “propellenti composti” sono solo una mescolanza opportunamente dosata delle molecole distinte di combustibile e ossidante, con eventuale aggiunta di additivi per migliorarne le caratteristiche meccaniche. Infatti è importante per un propellente solido avere anche una buona resistenza per sopportare le notevoli accelerazioni a cui è sottoposto, in particolare in fase di lancio.

Come già nel caso dei propellenti liquidi, anche con i solidi si usano additivi per aumentare il potere calorifico: tritolo, polveri metalliche di alluminio, magnesio, manganese, aggiunte allo stato quasi atomico.

In un propellente solido troviamo sempre presenti anche gli inibitori, che sono sostanze aventi la funzione di rallentare o impedire la combustione, dove necessario, ad esempio in prossimità delle pareti.

Gli inibitori vengono uniti in modo diverso a seconda del propellente (colato o estruso). Nei colati, vengono introdotti allo stato liquido nel contenitore e successivamente centrifugati, affinché, solidificandosi, aderiscano alle pareti prima del propellente. Negli estrusi invece, l’inibitore viene avvolto direttamente attorno al grano mentre esce dalla trafilatrice.

I catalizzatori, infine, capaci di accelerare le reazioni chimiche, servono soprattutto a rendere più attiva la combustione. Tra questi ricordiamo l’ossido di cromo, l’ossido di ferro e il magnesio.

Anche la scelta dei propellenti solidi, deve essere compiuta dopo un’attenta valutazione delle loro caratteristiche fisiche, per consentire l’adozione del tipo più adatto alla specifica missione. Molte delle caratteristiche fisiche sono comuni a quelle dei propellenti liquidi: buone prestazioni energetiche in rapporto a un alto impulso specifico, basso peso molecolare, alto peso specifico, minime tossicità e corrosività, scarso pericolo di esplosione. Altre caratteristiche sono invece tipiche dei propellenti solidi: i vari composti, ad esempio, non devono interagire fra di loro chimicamente o fisicamente durante i lunghi periodi di deposito. La dilatazione termica deve essere la più bassa possibile, in modo da ridurre al minimo i movimenti del propellente all’interno del suo contenitore. Inoltre sono sempre auspicabili per un propellente solido una bassa conduttività del calore e un’opacità alle

radiazioni termiche in genere, per una migliore protezione delle strutture dal calore generato durante la combustione.

Attualmente è disponibile una gran varietà di propellenti solidi, anche perché sono numerosissime le combinazioni che si possono ottenere dai dosaggi delle diverse sostanze.

A)–Gli ossidanti.

Con funzione di ossidante vengono usati nelle miscele perclorati e nitrati.

I perclorati producono gas non solo tossici, ma anche altamente corrosivi per molti materiali. A parte il perclorato di ammonio, essi in genere danno origine, dopo la combustione, a densi gas di scarico, che inquinano l'atmosfera; hanno tuttavia un alto potere ossidante, e vengono quindi richiesti per propellenti ad alto impulso specifico.

Fra i *nitrati inorganici* ricordiamo il nitrato di ammonio che è poco fumoso e poco tossico. Varia però molto il suo volume con la temperatura, per trasformazioni cristalline interne. Unito al PVC dà origine a un buon propellente con impulso specifico di 250 secondi. In campo missilistico vengono anche usati il nitrato di potassio e il nitrato di sodio, che producono però intensi fumi di scarico.

I nitrati organici vengono usati come ingredienti nei propellenti solidi, in particolare nelle doppie basi, in percentuale che varia dal 5% al 30%, per dare più forza alla miscela. Notissimi già per il loro uso industriale sono la nitroglicerina e la nitrocellulosa. La nitroglicerina si presenta come una sostanza oleosa, solubile in acqua ma soprattutto in alcool o etere. Viene facilmente assorbita dalla pelle per cui può provocare dei disturbi se il contatto si prolunga nel tempo. Per renderla solida viene fatta assorbire da sostanze già solide come segatura, pasta di legno o di carbone. La nitrocellulosa, invece, si presenta all'apparenza come il comune cotone. Le sue proprietà dipendono in larga misura dalla percentuale di nitrati di cui è composta.

B)–I combustibili.

Molti sono i combustibili usati nelle miscele per propellenti solidi. Questi vengono selezionati in base alla loro capacità di ossidazione e alla facilità di mescolarli. Possiamo distinguere tre grandi categorie: gli asfalti, gli elastomeri e i termoidurenti.

Gli *asfalti* sono idrocarburi bituminosi. E necessario riscaldarli per poterli mescolare con gli ossidanti solidi e poterli così colare direttamente nella camera di combustione. Quando solidificano diventano molto fragili, specie a basse temperature, per cui si rende necessaria l'aggiunta di oli ammorbidenti. Rimane tuttavia estremamente stretto l'intervallo di temperatura entro il quale questi tipi di propellenti possono essere usati. Ricordiamo fra essi il polistirene, il PVC, il politene.

Gli elastomeri sono gomme butadinarie elastiche, in grado quindi di sopportare variazioni di pressione e di temperatura. Il polisolfuro organico, noto anche come *Thiokol SF*, è stato usato sui *Polaris*.

I termoindurenti comprendono poliesteri, poliammide e poliuretani; questi ultimi, con caratteristiche di buona accensione a freddo, richiedono tuttavia gravosi processi di lavorazione.

4. Concetto di Rendimento

L'energia inizialmente disponibile (ad esempio quella del combustibile) si trasforma in energia termica nella camera di combustione, poi in energia cinetica della corrente fluida ed infine di nuovo in energia termica. Quest'ultima ad elevato grado entropico, cioè fortemente degradata, viene ceduta all'atmosfera ed è inutilizzabile per mancanza di un salto termico.

Nella realtà non tutta l'energia chimica del combustibile si trasforma secondo lo schema considerato. Parte dell'energia iniziale, acquista direttamente la ultima forma degradata senza passare per gli stadi intermedi o comunque segue un certo numero di trasformazioni senza che si riesca ad averla allo stato utile alla propulsione.

Un indice di quanta energia inizialmente a disposizione si perde è ottenuto attraverso il concetto di rendimento. Notiamo peraltro che la dizione "energia persa" è dal punto di vista termodinamico impropria dal momento che l'energia si conserva sempre (non si crea né si distrugge ma si trasforma da una forma all'altra). Tuttavia è impiegata per individuare l'energia non utilizzata o utilizzabile per le specifiche finalità.

Indicando:

–l'energia inizialmente disponibile con E_D ;

–l'energia utilizzata con E_U ;

–l'energia persa con E_P ;

per cui: $E_D = E_U + E_P$, si definisce rendimento il rapporto tra l'energia utilizzata E_U per raggiungere un prefissato scopo e l'energia complessivamente impiegata E_D :

$$(4.1) \quad \eta = \frac{E_U}{E_D} = \frac{E_D - E_P}{E_D} = 1 - \frac{E_P}{E_D}$$

Questo concetto è generale ed applicabile in tutti i campi ove si parli di rendimento. Il rendimento può essere totale o parziale a seconda che ci si riferisca agli estremi della catena di trasformazioni energetiche o ad una parte della stessa. In altri termini il rendimento non ha un valore intrinseco ed assoluto, ma relativo e di confronto, come è ovvio per la sua stessa natura di rapporto. Pertanto non ha senso parlare di rendimento finché non si definisce la finalità della trasformazione e la quantità e natura dell'energia disponibile.

5. I propulsori termici

Si indica genericamente come *propulsore* il complesso degli organi necessari per generare la spinta. In particolare nei propulsori termici, l'energia termica è ricavata dalla combustione di sostanze liquide o solide.

A seconda di quale sia la massa trattata dal sistema propulsivo possiamo distinguere i propulsori in:

1)–Ad elica o motoelica: in cui la massa trattata è praticamente quella captata dall'ambiente esterno, potendosi trascurare l'apporto di massa del combustibile prelevato dai serbatoi dell'aeromobile. I primi motori impiegati su larga scala in campo aeronautico sono stati i *motori alternativi* per azionare l'elica. Nei motori alternativi il lavoro utile è compiuto da organi posti in movimento da variazioni cicliche di pressione e di volume di gas prodotti dalla combustione di sostanze liquide opportunamente miscelate con aria.

2)–Aeroreattore o esoreattore, in cui la massa trattata è prevalentemente quella captata dall'ambiente esterno ed in misura minore la massa prelevata dai serbatoi dell'aeromobile. Il tutto viene poi espulso a grande velocità.

Gli aeroreattori possono essere distinti in:

2a)–Autoreattore (o statoreattore) e *pulsoreattore*: quando nel propulsore non sono presenti parti mobili.

2b)–Turboreattore: quando nel propulsore sono presenti parti mobili.

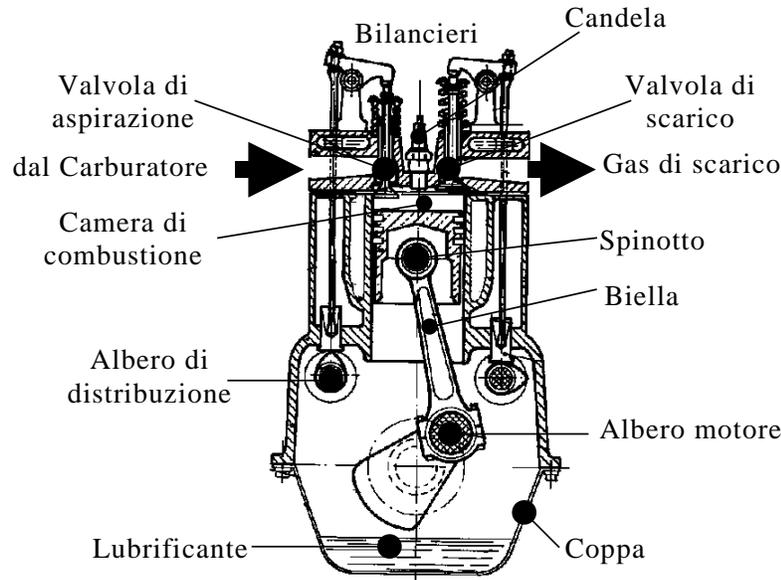
Per tutti i precedenti tipi di motore, il fluido attivo è composto, prima della combustione, da una miscela di aria e di vapori di combustibile e, dopo la combustione, da prodotti della combustione stessa. L'accensione della miscela di aria e combustibile può essere ottenuta per mezzo di una scintilla o per effetto della temperatura raggiunta nella compressione.

3)–Propulsore a razzo o endoreattore: in cui la massa trattata è solo quella prelevata dai serbatoi dell'aeromobile. Chiaramente solo questi sono utilizzabili dove l'aria non è presente.

Gli esoreattori ed gli endoreattori vengono anche indicati come propulsori *a getto*, per significare che la spinta è ottenuta per espulsione dall'interno di un flusso di materia. Il propulsore ad elica convenzionale non è invece inserito in detta classe dal momento che la massa d'aria trattata (dall'elica) è esterna al propulsore stesso.

6. Architettura del motore alternativo

A-Motore a benzina. In figura è riportato lo schema semplificato di un motore alternativo a quattro tempi.



Il *cilindro* è il contenitore nel quale il pistone si muove tra i due estremi superiore, indicato come *P.M. S. (Punto Morto Superiore)*, ed inferiore *P.M.I. (Punto Morto Inferiore)*.

La parte superiore del cilindro è chiusa dalla *testata* e la *camera di combustione* è il volume racchiuso tra la testata ed il pistone nella sua posizione di fine corsa superiore (P.M.S.).

Nella camera di combustione viene bruciata la miscela di aria e combustibile che si forma nel carburatore¹ ed entra nel cilindro attraverso il condotto di aspirazione e la valvola di aspirazione.

Il pistone, munito di anelli di tenuta che impediscono trafile di fluido fra il pistone stesso e il cilindro, trasmette la spinta dei gas, attraverso lo spinotto, alla biella e quindi alla manovella e all'albero motore. Biella e manovella trasformano il moto rettilineo alternato del pistone in moto rotatorio "dell'albero a gomiti".

¹ La miscela aria ed vapori di benzina è caratterizzata dal *titolo*=peso aria/peso benzina. Le miscele possono bruciare per titoli compresi tra 20 ed 8.

I prodotti della combustione, grazie all'apertura sincronizzata di valvole di scarico vengono convogliati all'esterno attraverso idonei condotti.

Le valvole di aspirazione e di scarico sono comandate dagli organi della distribuzione: un albero, l'asse a camme, messo in rotazione dall'albero motore muove le punterie ed i bilancieri che comandano l'apertura e la chiusura delle valvole.

Sono caratteristiche del motore:

–*La corsa C*: è la distanza tra il P.M.S. ed il P.M.I. Il pistone effettua detta corsa in mezzo giro dell'albero a gomiti, cioè in 180° di manovella.

–*L'alesaggio*: è il diametro interno del cilindro.

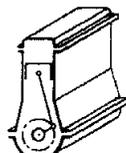
–*La cilindrata V*: è volume generato dal pistone tra P.M.S. e P.M.I.

–*Il volume della camera di combustione v*: volume compreso tra la sommità della testata e la testa del pistone al P.M.S.

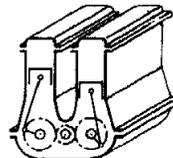
–*Il rapporto di compressione*: è il rapporto

$$(6.1) \quad R = \frac{V + v}{v}$$

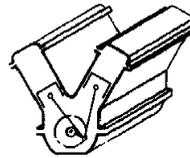
In campo aeronautico, per ridurre gli ingombri, i cilindri piuttosto che in linea hanno disposizioni diverse come mostrato in figura.



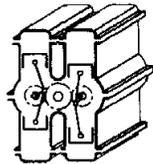
In linea



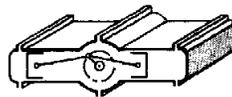
Due linee affiancate



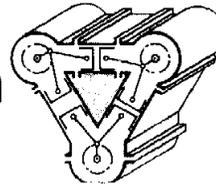
a "V"



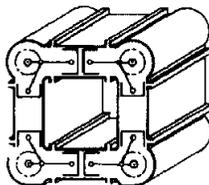
ad "H"



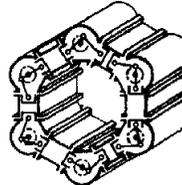
Contrapposti (boxer)



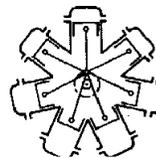
a Triangolo



a Quadrato

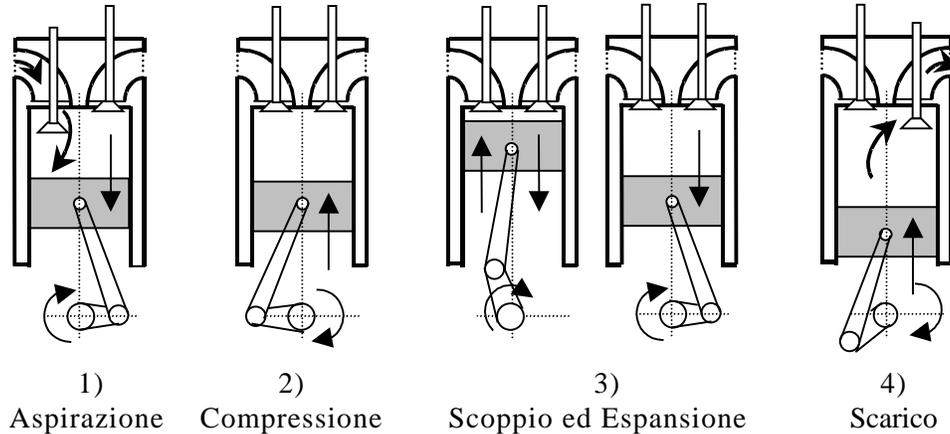


ad Esagono



a Stella

Lo schema di funzionamento di figura è quello di un motore a quattro tempi, nel quale un ciclo è costituito dalle quattro fasi, che si susseguono nel seguente ordine: 1)–aspirazione, 2)–compressione, 3)–combustione ed espansione, 4)–scarico.



Riportando su un diagramma cartesiano in ascisse i volumi V generati dal pistone ed in ordinate le pressioni P all'interno del cilindro si ha il diagramma di figura, noto come "ciclo Otto" e nel quale si individuano:

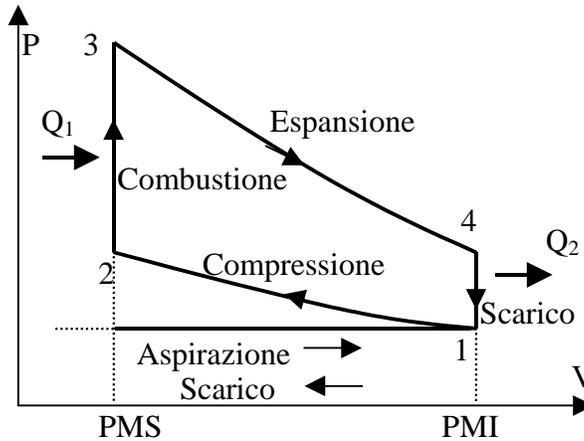
a)–aspirazione 0–1 da PMS a PMI;

b)–compressione 1–2 senza scambi di calore (adiabatica) da PMI a PMS;

c)–combustione 2–3 istantanea a volume costante mentre il pistone è fermo nel PMS;

d)–espansione 3–4 senza scambi di calore (adiabatica) da PMS a PMI;

e)–scarico dapprima 4–1 a volume costante poi 1–0 a pressione costante.



6.1. Rendimento del motore

Si definisce rendimento globale il rapporto:

$$\eta_g = \frac{\text{Lavoro utile}}{\text{Lavoro fornito}} = \frac{L_U}{L_f}$$

In un motore aeronautico, indicando con 100 l'equivalente meccanico del calore fornito, si ha orientativamente il seguente bilancio energetico:

Lavoro utile	22%
Raffreddamento	30%
Gas di scarico	38%
Perdite meccaniche ed accessori	10%
Totale	100%

In altri termini la maggiore quantità di energia va perduta nei gas di scarico. Di qui la tendenza attuale all'utilizzare detti gas per azionare i turbocompressori di alimentazione, o addirittura a fornire potenza all'albero motore.

Il rendimento globale può essere ottenuto attraverso rapporti intermedi che consentono di introdurre alcuni rendimenti intermedi:

$$(a) \quad \eta_g = \frac{\text{Lavoro utile}}{\text{Lavoro fornito}} = \frac{\text{Lavoro utile}}{\text{Lavoro indicato}} \frac{\text{Lavoro indicato}}{\text{Lavoro fornito}} = \eta_m \eta_t$$

dove:

a) η_t indica il rendimento termico:

$$(b) \quad \eta_t = \frac{\text{Lavoro indicato}}{\text{Lavoro fornito}} = \frac{L_i}{L_f} = \frac{\text{L. utile ottenuto dal ciclo}}{\text{Equivalente meccanico del calore fornito}}$$

che è anche uguale a:

$$(c) \quad \eta_t = \frac{\text{Calore fornito} - \text{Calore sottratto}}{\text{Calore fornito}} = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1}$$

Con riferimento al ciclo Otto prima visto e considerando il fluido operante come un gas perfetto, siccome la quantità di calore viene fornita e sottratta a volume costante:

$$(d) \quad \eta_t = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} = \frac{c_v(T_3 - T_2) - c_v(T_4 - T_1)}{c_v(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2} = 1 - \frac{T_1 \left(\frac{T_4}{T_1} - 1 \right)}{T_2 \left(\frac{T_3}{T_2} - 1 \right)}$$

Ma nella trasformazione adiabatica valgono le relazioni:

$$(e) \quad \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{V_1}{V_2} \right)^{\gamma-1} \quad ; \quad \frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{V_4}{V_3} \right)^{\gamma-1}$$

dove $\gamma=1,41$ è il coefficiente dell'adiabatica e V il volume nei vari punti del ciclo. Poiché $V_1=V_4$, $V_2=V_3$, si ha:

$$(f) \quad \frac{T_2}{T_1} = \frac{T_3}{T_4} \quad ; \quad \frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2}$$

Sostituendo le (e,f) nella (d) e notando che $V_1=V+v$ (cilindrata+volume camera di scoppio), $V_2=v$ per cui, in base alla (6.1) $V_1/V_2=R$, si ha:

$$(g) \quad \eta_t = 1 - \frac{1}{R^{\gamma-1}}$$

In definitiva il rendimento termico di un ciclo Otto dipende esclusivamente dal rapporto di compressione R . Nei motori aeronautici¹ $R \cong 6-7$ per cui i rendimenti termici assumono valori compresi tra 0,48÷0,60.

b)– η_m indica il rendimento meccanico che dipende dalle perdite dovute agli attriti meccanici e dal lavoro assorbito per l'azionamento degli organi accessori:

$$(h) \quad \eta_m = \frac{\text{Lavoro utile}}{\text{Lavoro indicato}} = \frac{L_u}{L_i}$$

In realtà il ciclo Otto visto è teorico mentre nella pratica l'area da esso racchiusa risulta minore per varie cause:

- 1.raffreddamento del cilindro per cui la compressione e l'espansione non è adiabatica;
- 2.anticipo di accensione che arrotonda la linea di combustione ed abbassa il punto 3;
- 3.anticipo dello scarico;
- 4.lavoro perduto in fase di scarico di gas a pressione maggiore di quella atmosferica;
- 5.lavoro perduto in fase di aspirazione a pressione minore.

Per tenere conto di tali fattori si introduce un ulteriore rendimento, quello volumetrico:

$$(i) \quad \eta_v = \frac{\text{Peso reale della miscela}}{\text{Peso teorico della miscela}}$$

per cui la (a) si scrive:

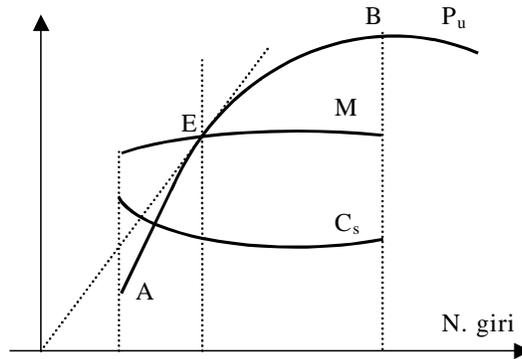
$$(l) \quad \eta_g = \eta_m \eta_t \eta_v$$

¹ I motori aeronautici sono realizzati con rapporti di compressione normalmente abbastanza bassi sia per ragioni meccaniche (peso e durata del motore) che chimiche.

6.2. Le curve caratteristiche del motore

Le curve caratteristiche del motore sono quelle che riportano la potenza utile P_u , la coppia motrice M ed il consumo specifico C_s , al variare del numero di giri N del motore.

Queste curve si rilevano sperimentalmente mettendo il motore al banco freno e regolando i giri per mezzo del freno e sono riportate, cambiando opportunamente le scale, nella stessa figura.

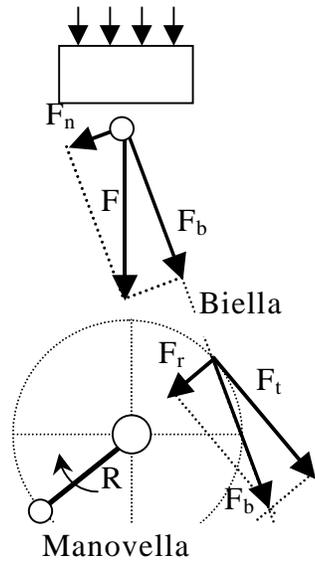


A)–Potenza. Come evidente al disotto di un certo punto A, il motore non eroga potenza utile nel senso che tutta la potenza è assorbita dagli attriti. Da questo punto la potenza aumenta con il numero di giri fino ad E, punto di tangenza con una retta tracciata dall'origine. L'aumento segue una legge praticamente lineare dal momento che il rendimento termico è praticamente costante mentre la diminuzione del rendimento meccanico è compensata dall'aumento del rendimento volumetrico. All'aumentare del numero di giri, i cilindri non riescono a riempirsi completamente per cui il rendimento volumetrico diminuisce e parimenti diminuisce quello meccanico. Oltre il punto E quindi la potenza utile cresce più lentamente con legge non più lineare fino a raggiungere il valore massimo in B. Il regime B è quindi quello di potenza utile massima oltre il quale non è conveniente far lavorare il motore.

B)–Coppia motrice. La forza F esercitata dai gas sul pistone ad un dato istante è data dalla pressione istantanea p per l'area A della testa del pistone. Tale forza può essere scomposta in due componenti:

–la prima F_n in direzione normale alla biella che si dissipa in attrito tra le fasce elastiche e quindi va perduta.

–la seconda F_b in direzione della biella ed è quella che ne genera il moto.



La forza F_b pensata applicata alla manovella può a sua volta essere scomposta nella due direzioni:

–la prima F_r in direzione del raggio della traiettoria circolare della manovella. Tale componente carica i supporti biella-manovella e manovella-albero motore quindi si dissipa per attrito;

–la seconda F_t in direzione tangente alla traiettoria circolare della manovella e che rappresenta la forza netta generata dai gas. Tale forza varia ciclicamente assumendo valore nullo al punto morto superiore e valore massimo a 90° .

Si chiama coppia motrice il valore:

$$M = RF_t$$

dove R è il raggio della manovella.

Il valore massimo di M si ha al regime corrispondente al punto E, infatti è questo il punto in cui è massimo il valore $\eta_v \eta_m$.

C)–Consumo specifico. Il consumo specifico esprime il consumo di combustibile necessario per produrre la potenza unitaria utile, quindi:

$$C_s = \frac{\text{Consumo orario}}{\text{Potenza utile}}$$

Questo risulta elevato ai bassi regimi, poi diminuisce e tocca il valore minimo ben oltre il punto E (a circa $\frac{3}{4}$ del regime di potenza massima). Da questo punto in poi il consumo specifico aumenta di nuovo e rapidamente.

Un buon motore aeronautico ha dei consumi specifici medi dell'ordine dei 200÷280 gr/HP.h.

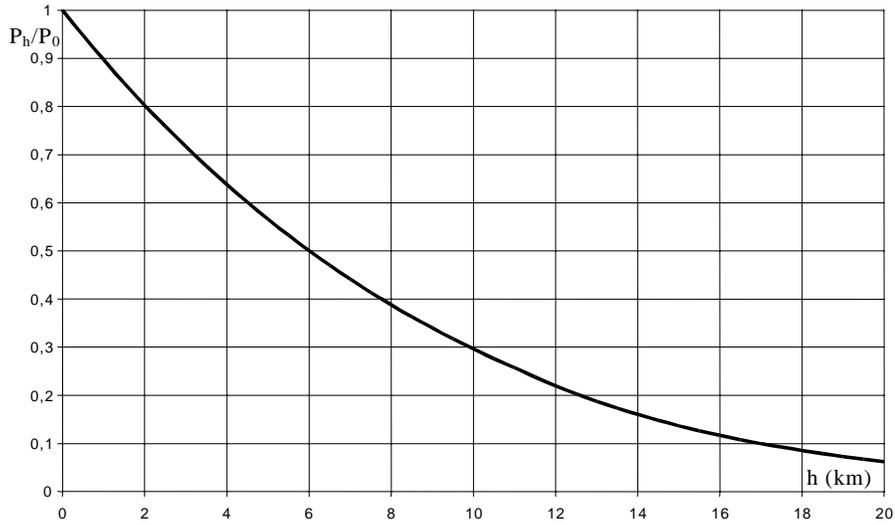
6.3. Variazione della potenza con la quota

La potenza effettiva del motore dipende dalla pressione e dalla temperatura esterna, che variano con la quota.

Se indichiamo con il pedice $_0$ le grandezze P potenza, T temperatura e p pressione al livello del mare, si ha:

$$\frac{P_h}{P_0} = \frac{p_h}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_h}}$$

il cui andamento con la quota è riportato nel grafico seguente.



Per ridurre questa caduta di potenza con la quota, i motori aeronautici sono sovralimentati per ripristinare la pressione di alimentazione e quindi il rendimento volumetrico.

La sovralimentazione è ottenuta dotando il motore di un compressore che può essere azionato dal motore mediante una presa di forza (compressore meccanico) oppure azionato dai gas di scarico (turbocompressore).

Il motore è detto:

–*sovralimentato*, quando il compressore serve solo al ripristino della potenza della quota;

–*surcompresso*, quando la sovralimentazione serve anche per aumentare la potenza a terra per cui la pressione di alimentazione a terra è maggiore di quella atmosferica.

6.4. Collegamento motore-elica

Per avere un buon rendimento dell'elica occorre che la velocità delle estremità delle pale sia mantenuta subsonica, in pratica inferiore a 200÷220 m/s. Questa velocità V aumenta con il raggio R dell'elica:

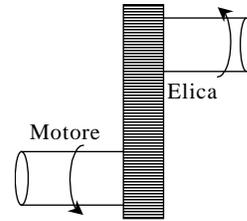
$$V = \omega R$$

dove ω è la velocità angolare.

Poiché i moderni motori girano alquanto veloci (in crociera il numero di giri al minuto è dell'ordine dei 2500) per assorbire tutta la potenza del motore con eliche di diametro ridotto occorre aumentare il numero delle pale. Tale numero non può però essere troppo elevato al punto che le eliche sono normalmente tripala, talvolta quadripala ed eccezionalmente di più.

Frequente è allora l'impiego di un riduttore di giri posto tra l'albero motore e l'albero portaelica.

Il più semplice riduttore è quello schematizzato in figura in cui una ruota dentata è frapposta tra l'albero motore e l'albero portaelica. Se NG_M , NG_E sono il numero di giri rispettivamente dell'albero motore e dell'elica e ND_M , ND_E il numero di denti dell'ingranaggio calettato sull'albero motore e sull'albero portaelica, il numero di giri dell'elica risulta:



$$NG_E = NG_M \frac{ND_M}{ND_E}$$

Questi semplici riduttori, adottati sui piccoli aerei, hanno l'inconveniente che i due alberi del motore e dell'elica sono controrotanti e non allineati.

Su velivoli di maggiori dimensioni, si adottano riduttori più complessi (epicicloidali) in cui i due alberi del motore e dell'elica sono allineati e ruotano con lo stesso verso.

6.5. Conclusioni

In campo aeronautico, il motore alternativo trova ancora ampio impiego grazie all'uso di materiali con caratteristiche sempre migliori, alle tecnologie di costruzione avanzate ed all'impiego di lubrificanti di ottime qualità. Questo ha consentito di dilatare i tempi di manutenzione oramai prossimi alle 2000 ore di funzionamento.

L'accensione in bassa tensione ha eliminato molti degli inconvenienti dell'impianto elettrico e l'impiego di turbocompressori ha accresciuto il rendimento globale.