

# L'ENERGIA TERMICA

RIVISTA TECNICA MENSILE

SOTTO GLI AUSPICI DEL

**CONSIGLIO NAZIONALE DELLE RICERCHE**

ORGANO UFFICIALE

"DEL COMITÉ INTERNATIONAL PERMANENT DU CARBONE CARBURANT,"

PREMIATA DALLA REALE ACCADEMIA D'ITALIA

|   |   |  |
|---|---|--|
| <p>Condizioni d'Abbonamento per il 1940</p> <p>ITALIA E COLONIE . . . L. 40.-<br/>ESTERO . . . . . L. 60.-</p> <p>Gli abbonamenti sono pagabili presso tutte le Filiali del Regno e Colonie del BANCO DI ROMA</p> | <p>DIRETTORE:<br/><b>Dott. Ing. SERAFINO de CAPITANI</b></p> <p>Direzione e Amministrazione:<br/><b>MILANO</b><br/>PIAZZA CINCINNATO, 6 - TEL. 21-005</p> | <p>PUBBLICITÀ<br/>(Chiedere tariffe e preventivi)</p> <p>Le inserzioni si ricevono direttamente presso la nostra Amministrazione</p> |
|---|---|--|

## SOMMARIO DEL N. 6



|   |   |
|---|---|
| <b>"VINCERE!,"</b> . . . . . pag. 128   | <b>Notizie Militari:</b>  |
| <b>Articoli originali:</b>  | Le divisioni corazzate germaniche. . . pag. 148   |
| <i>Dott. Ing. ANTONIO RASI:</i> Aria supplementare, combustibili nazionali, riscaldamento domestico . . . . . 129 | <b>Notizie Varie:</b>   |
| <i>Ten. G. A. R. I. Dr. Ing. Aurelio C. Robotti:</i> Possibilità presenti e future dei motori d'aviazione 136     | Approvazione di nuove apparecchiature a gassogeno. . . . . 149                                    |
| <b>Aeronautica:</b>   | Calcoli di trasformazione da barili a tonnellate. 149   |
| Potenze necessarie per l'azionamento di aeroplani e dirigibili di ugual peso (con 1 figura). 145                  | Per l'incremento dell'autotrazione a gassogeno in A. O. I. . . . . 149                            |
| <b>Combustibili e carburanti:</b>   | Risparmio di materiali negli impianti di termosifone a gravità. . . . . 149                       |
| La R. Stazione Sperimentale per i Combustibili presso il R. Politecnico di Milano. . . 145                        | Sull'utilizzazione dell'energia termica dei soffioni di Larderello. . . . . 150                   |
| Un nuovo costituente dei carburanti d'aviazione: il neosano. . . . . 146  | L'utilizzazione dei cascami di palma Dum per la produzione di grassi. . . . . 150                 |
| Il problema dei carburanti nel Giappone e nel Manciuuò. . . . . 146   | Il fabbisogno di una grande Nazione per ogni anno di guerra. . . . . 150                          |
| Il prezzo del metano carburante. . . . . 146  | Enormi disponibilità di energia solare . . 150  |
| L'obbligo di denuncia dei combustibili solidi e liquidi. . . . . 147  | Serbatoi a pareti idrauliche per idrocarburi. 150   |
| Nuove disposizioni per la distribuzione dell'olio minerale combustibile . . . . . 147                             | <b>Personalia:</b>  |
| Le assegnazioni di coke metallurgico alle Ditte « non ausiliarie ». . . . . 147                                   | Un benemerito della nostra Rivista e del C. I. P. C. C. . . . . 151                               |
| <b>Lotta contro gli sprechi:</b>  | <b>Riunioni e Congressi:</b>  |
| Disposizioni per la raccolta e la rigenerazione degli olii lubrificanti usati. . . . . 148                        | Il III° Convegno Nazionale del Metano. . . 151  |
| <b>Bibliografia</b> . . . . . 153   | Il «Centro Nazionale del Metano» . . . . 152  |
|   | L'Associazione fra i Tecnici del Petrolio. . 152  |
|   | <b>Brevetti:</b>  |
|   | Segnalazione di brevetti interessanti l'energia termica rilasciati recentemente in Italia . . 152 |

Ten. G. A. R. I. Dott. Ing. AURELIO C. ROBOTTI

## Possibilità presenti e future dei motori d'aviazione.

I grandi progressi realizzati in quest'ultimo decennio nel campo dei motori d'aviazione, progressi che si riferiscono essenzialmente all'aumento della potenza specifica sia nei confronti del peso che della cilindrata, nonché alla diminuzione del consumo, sono stati i principali fattori determinanti le prestazioni dei velivoli di oggi, i quali, avendo ormai raggiunto un elevato grado di perfezionamento dal punto di vista aerodinamico, ricercano la possibilità di ulteriori migliorie attraverso nuovi sviluppi del gruppo motopropulsore.

Scopo di queste note vuol essere un breve esame, effettuato sulla base di dati forniti da uno studio dello ing. Eugen Vohrer della V.D.I., delle possibilità e dei mezzi per ottenere un ulteriore incremento della potenza specifica, del rendimento e della sicurezza d'esercizio nei motori d'aviazione.

\* \* \*

### Possibilità di aumento della potenza continua.

Il valore della potenza che si vuol trarre da un motore, è in generale, il fattore che ne determina la cilindrata. Dalla nota formula per il quattro tempi:

$$N = \frac{1}{900} V \cdot n \cdot p \cdot m \quad \text{appaiono le due vie per aumentare}$$

la potenza a parità di cilindrata: accrescere il regime (n) o incrementare la pressione media pm.

La possibilità di aumento del numero di giri è limitata, oltre che dalla massima velocità ammissibile per lo stantuffo, anche dalla velocità tollerabile delle valvole e dalla massima sezione delle luci da esse determinate sulla testa del cilindro. Notoriamente infatti, per conservare un buon rendimento volumetrico anche agli alti regimi del motore, occorre disporre di ampie luci per l'alimentazione e lo scarico del cilindro stesso.

Nei motori senza compressori il massimo numero di giri si legge in corrispondenza della curva di potenza nel relativo diagramma.

In tali condizioni di esercizio alcuni moderni motori raggiungono pressioni medie indicate di 12-13 Kg/cm.<sup>2</sup> Risulta dall'esperienza che tali pressioni medie possono

essere raggiunte con una velocità di afflusso della miscela attraverso la luce di aspirazione di circa 80 m./sec. (calcolata rapportando l'area dello stantuffo alla luce libera delle valvole e alla velocità media dello stantuffo) (fig. 1).

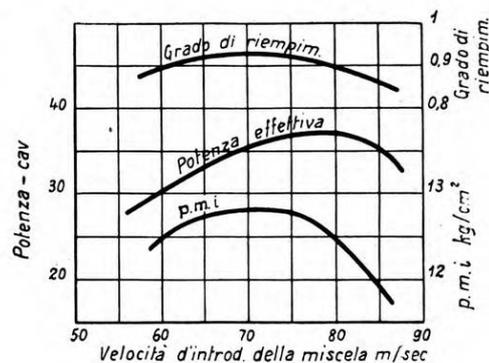


Fig. 1

Grado di riempimento, potenza e p.m.i. in funzione della velocità di entrata della miscela in un cilindro con rapporto di compressione = 6,5, alimentato a  $p_{a1} = 1,033 \text{ kg./cm}^2$  e  $t_{a1} = 20^\circ \text{ C.}$

Data l'influenza che ha sul rendimento la luce della valvola di aspirazione è ovvio che si intravedano ulteriori migliorie giocando sulle condizioni di aspirazione. Per il motore con compressore l'aumento delle sezioni delle valvole significa, causa la minorata resistenza di strozzamento, diminuzione della pressione e della temperatura di alimentazione, nonché della potenza del compressore.

Secondo la fig. (2), la quale illustra l'influenza delle varie cause di perdita di potenza in un motore, le perdite per strozzamento dei gas ammontano a circa il 45 % della potenza totale. Allo scopo di diminuire tali perdite si è giunti a rapporti diametro valvola/diametro cilindro di circa 0,5 per cilindri a due valvole e a circa 0,35 per cilindri a 4 valvole. Il diametro delle valvole di scarico si fa in genere del 6 ÷ 11 % minore del diametro di quelle di aspirazione.

Dato l'interesse pratico presentato dal problema delle valvole, si tratta ora di vedere la forma « ottima » della camera di combustione nei riguardi della massima se-

zione ottenibile nelle valvole. A tal riguardo pare che le migliori possibilità vengano offerte dalla camera cilindrica con due valvole inclinate. Naturalmente però grandi valvole richiedono in corrispondenza grandi alzate, logicamente collegate con forti velocità di esercizio, alle quali bisogna porre molta attenzione per quan-

sibilità di alimentazione offerte dalla testa del cilindro. Sempre in tema di alimentazione non bisogna poi dimenticare l'incremento della pressione effettiva ottenibile con una felice distribuzione delle fasi in relazione al regime del motore ed alla pressione di alimentazione. Con tali accorgimenti si sono ottenuti incrementi della

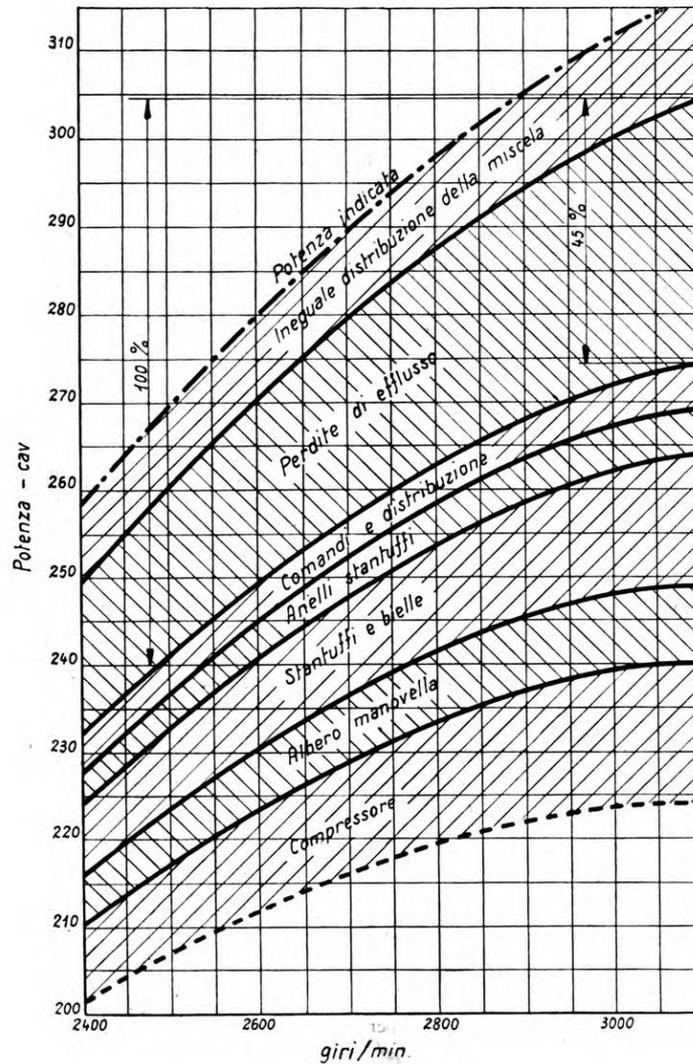


Fig. 2  
Perdite interne in un motore a 6 cilindri in linea.

to concerne la durata delle molle. Dal punto di vista del comando delle valvole, pare più vantaggiosa la disposizione a 4 valvole con piccole alzate, la cui adozione non permette però di sfruttare al massimo le pos-

pressione media del  $4 \div 8\%$  (fig. 3) ed ulteriori migliori sono ottenibili mediante il lavaggio dei residui della combustione sotto efficaci condizioni di parziale sovrapposizione delle fasi di aspirazione e scarico.

\*\*\*

Notoriamente il metodo più efficace per aumentare la pressione media effettiva consiste nell'aumentare il peso d'aria introdotto nel cilindro. Bisogna però curare che l'aria aspirata venga bene sfruttata. Secondo Ricardo si può giudicare il rendimento della camera di combustione in base al valore del rapporto

$$\eta = \frac{\text{potenza indicata (Cav. indicati)}}{\text{consumo d'aria (Kg./ora)}} \cdot C$$

dove C è una costante che per la nota benzina d'aviazione a 87 ottani vale circa 0,878 (1).

opposto, della combustione incompleta causa la carenza di ossigeno. Inoltre la diminuzione della potenza col crescere della pressione di alimentazione è conseguenza dell'aumento della proporzione dell'aria che si spende nel lavaggio che si effettua al sovrapporsi delle fasi.

L'influenza del rapporto di compressione sulla pressione media è relativamente piccola, ma è però grande il suo effetto sulla pressione di accensione (fig. 6). A parità di combustibile è più facile incrementare la pressione media mediante la sovralimentazione che non mediante l'aumento del rapporto di compressione. Da altra parte il rendimento termico e quindi il consumo specifico migliorano col crescere del rapporto di com-

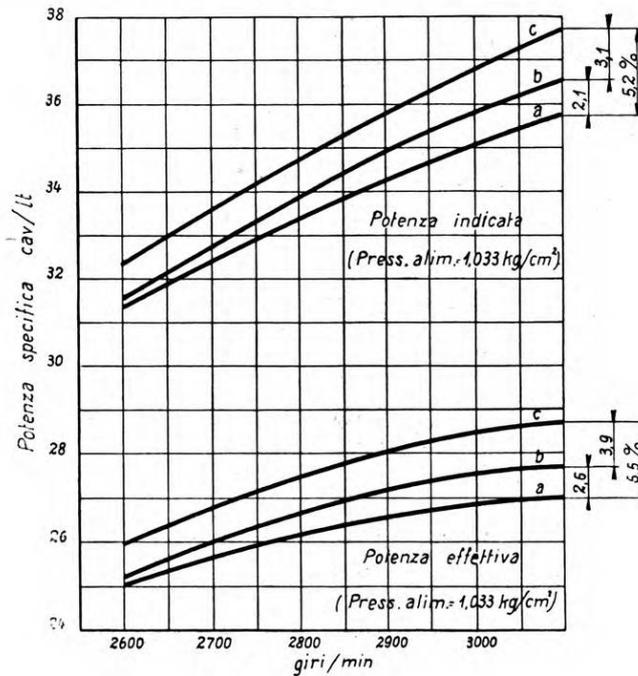


Fig. 3

Miglioramento della potenza mediante opportuna distribuzione:

- a) distribuzione normale delle fasi;
- b) distribuzione risultata «ottima» in seguito ad esperienze;
- c) distribuzione «ottima» e maggior durata di apertura delle valvole.

Risulta sperimentalmente che la camera di combustione sferica è superiore a quella a tetto o a cilindro (fig. 4). Con alimentazione naturale e miscele di massima potenza oggi si possono ottenere da camere di combustione razionali, 1500 HP ind. per kg. d'aria al secondo. La relazione, tra tale «potenza dell'aria», la pressione di alimentazione ed il rapporto di miscela è indicata in fig. 5.

La diminuzione della «potenza dell'aria» a valori maggiori di  $\alpha = 0,85$  è dovuta allo sfruttamento incompleto dell'aria causa la mancanza di combustibile mentre con valori di  $\alpha$  minori di 0,85 si verifica il fenomeno

pressione, per cui in pratica occorre fare un compromesso tra rapporto di compressione e pressione di alimentazione, compromesso condizionato a sua volta dalla resistenza alla detonazione presentata dalla miscela. Per ottenere un rapporto di buon rendimento fra potenza e peso di un motore, Ricardo consiglia per il pro-

(1) Tale valore si ricava attribuendo artificialmente all'aria un potere calorifico ottenibile attraverso la combustione completa del suo ossigeno in presenza di C e di H onde produrre  $\text{CO}_2$  e  $\text{H}_2\text{O}$ ; in tali condizioni si ricaverebbero 720 Cal. da un kg. di aria: dal rapporto  $\frac{632}{720}$  risulta allora il valore della costante pari a 0,878.

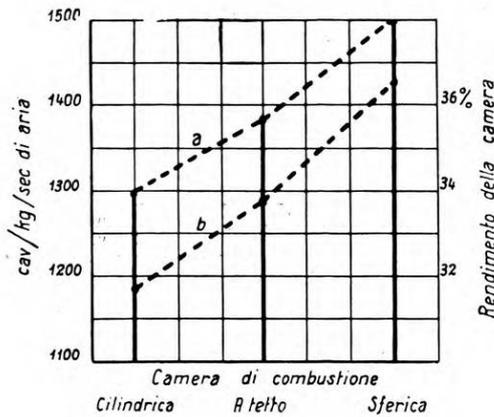


Fig. 4

Grado d'affluenza di 3 camere di combustione:  
 a) potenza indicata per ogni kg. d'aria introdotto ogni secondo;  
 b) rendimento della camera di combustione

$$\eta = \frac{\text{potenza indicata}}{\text{consumo d'aria}} = 0,878,$$

in un cilindro con rapporto di compressione = 6,5,  $p_{a1} = 1,033 \text{ kg./cm.}^2$ ,  
 $t_{a1} = 20^\circ \text{ C.}$ , eccesso d'aria =  $0,8 \div 0,9$ .

simo futuro di aumentare la pressione di accensione a  $80 \text{ kg./cm.}^2$ . Con combustibili a 87 ottani sembra inutile accrescere il rapporto di compressione oltre 7 per i motori raffreddati ad aria ed oltre 8 per quelli ad acqua, giacché oltre tale rapporto il rendimento non continua a crescere con la stessa legge e d'altra parte la pressione massima continua a crescere. Impiegando il rapporto 1 : 7 si ottiene la pressione massima di  $80 \text{ kg./cm.}^2$  con una pressione di alimentazione di circa  $1,5 \text{ kg./cm.}^2$  e con il rapporto 8 si ottiene la stessa pressione massima con una alimentazione a  $1,23 \text{ kg./cm.}^2$ .

L'influenza che la temperatura di alimentazione esercita sulla potenza dipende anche dal disegno del cilindro. La fig. 7 dimostra come alte temperature di alimentazione possano causare considerevoli perdite di potenza. Si intravede subito la possibilità di diminuire tali perdite attraverso un miglioramento del sistema di alimentazione ottenibile sfruttando l'effetto refrigerante della evaporazione del combustibile e refrigerando la miscela per mezzo di alcool ed acqua.

Nei riguardi dell'alimentazione, dalla produzione in serie dei compressori si ottengono oggi rendimenti di compressione dell'ordine del  $70 \div 75 \%$ .

Nei laboratori si sono raggiunti valori oltre l'80%, il che probabilmente in futuro si potrà anche ottenere dalla produzione in serie. Appare subito tutta l'importanza del miglioramento del rendimento dei compressori se si pensa che aumentando del 10% il rendimento di un compressore previsto per il ristabilimento della potenza a 7000 m., si ottiene un incremento di potenza del 4,5% oppure, a parità di temperatura, un aumento della quota di ripristino pari a 1000 m.

Circa l'effetto refrigerante dell'evaporazione della mi-

scela, esso è illustrato in fig. 8. L'intensità della evaporazione è determinata dalla temperatura di alimentazione e dalla qualità della miscela. Se il combustibile è ben suddiviso, si può contare che a  $20^\circ$  sia evaporato in misura del 50% ed a  $50^\circ$  sia completamente evaporato. Della possibilità di raffreddamento dell'alimentazione con l'aggiunta di acqua od alcool si parlerà in seguito, in tema di aumento temporaneo di potenza al decollo.

### Il problema del raffreddamento.

Il problema del raffreddamento è uno dei più assillanti in tema di motori d'aviazione. La necessità di impedire eccessi di temperatura nelle teste dei cilindri e negli stantuffi, ha indotto i costruttori, in quest'ultimi anni in cui la potenza dei motori d'aviazione è molto cresciuta, ad intensificare la refrigerazione. Per es. la Casa Wright, ha compensato un aumento di potenza del 62,5% con un incremento del 120% della superficie delle alette di raffreddamento nella testa dei cilindri del « Cyclone » e la Bristol ha provveduto ad aumentare la superficie delle alette del 164% per compensare un aumento di potenza del 113% del « Pegasus ». La distanza delle alette per la testa è oggi  $5 \div 5,5 \text{ mm.}$ , e le alette stesse hanno una profondità massima di 40 millimetri che giunge sino a 55 quando le alette stesse vengono fresate dal pieno come nel caso del « Pegasus XVIII ». La tabella 1 pone a raffronto le caratteristiche di raffreddamento di alcuni motori.

Le perdite di potenza per il raffreddamento si possono diminuire col noto accorgimento di deflettori e convogliatori d'aria fra i cilindri. Inoltre la opportuna

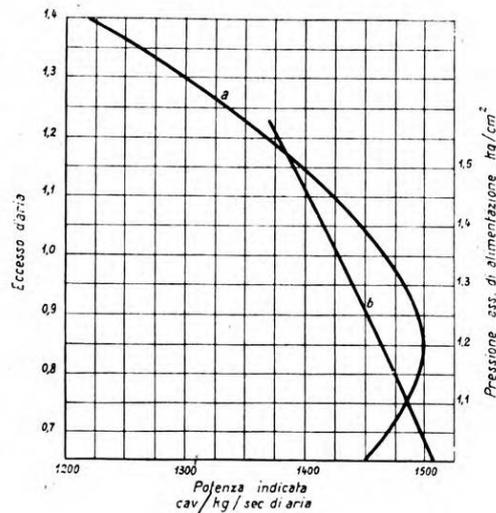


Fig. 5

« Potenza indicata dell'aria » in funzione: a) dell'eccesso d'aria; b) della pressione di alimentazione ( $\rho = 6,5$ ;  $t_{a1} = 20^\circ \text{ C.}$

regolazione della sezione d'uscita dell'aria di raffreddamento a tergo del motore migliora l'efficacia della refrigerazione alle piccole velocità e diminuisce la potenza occorrente per il raffreddamento, la quale, senza la suddetta regolazione, cresce con la 3<sup>a</sup> potenza della velocità di volo.

TABELLA 1

| Fabricante                   | Cilindrata<br>N. dei cilindri | Potenza<br>di decollo | AREA DI RAFFREDDAMENTO |                               |        | Area raff.to<br>cav./cilindro<br>m 2/cav. |
|------------------------------|-------------------------------|-----------------------|------------------------|-------------------------------|--------|---|
|                              |                               |                       | testa cil.<br>m 2/1    | Spazio di per-<br>corso m 2/1 | TOTALE |   |
| Wright<br>Cyclone<br>G 100   | 29,85<br>9                    | 1100                  | 0,435                  | 0,168                         | 0,603  | 0,0164                                    |
| Wright<br>Cyclone<br>GB 1820 | 29,85<br>9                    | 850                   | 0,370                  | 0,155                         | 0,525  | 0,0184                                    |
| Bristol<br>Pegasus<br>XVIII  | 29,1<br>9                     | 980                   | 0,387                  | 0,195                         | 0,582  | 0,01725                                   |
| Pramo<br>Fafnir              | 26,8<br>9                     | 950                   | —                      | —                             | 0,661  | 0,0187                                    |
| BMW 132                      | 27,7<br>9                     | 880                   | —                      | —                             | 0,602  | 0,0190                                    |
| Napier<br>Rapier             | 8,86<br>16                    | 340                   | 0,272                  | 0,203                         | 0,475  | 0,01235                                   |
| Argus<br>AS 410              | 12<br>12                      | 450                   | 0,389                  | 0,264                         | 0,653  | 0,0175                                    |
| Fiat<br>A 80RC4I             | 45,7<br>18                    | 1100                  | 0,209                  | 0,1445                        | 0,3535 | 0,0146                                    |

Il fabbisogno di aria per la refrigerazione dei motori moderni oscilla tra i 15 ed i 30 kg./cav.h. Le peggiori condizioni di raffreddamento si verificano in volo di salita data la piccola velocità e la grande potenza sviluppata. Il forte consumo di 300 gr./cav.h. che si verifica al decollo è giustificato dal fatto che il raffreddamento mediante aria, insufficiente in tale fase del volo, deve venire integrato dalla refrigerazione « per mezzo del carburante ». Migliorie molto sensibili si possono ottenere in simili casi col raffreddamento forzato, mediante l'adozione di soffianti.

Col raffreddamento ad acqua è più facile mantenere costante la temperatura della camera di combustione e quella del cilindro. Nel campo dei motori a liquido le difficoltà si presentano maggiormente nei riguardi del radiatore che non in quelli del motore; infatti in un motore ad acqua si può quasi sempre, soddisfatte le esi-

genze della resistenza meccanica, ottenere potenze maggiori, variando opportunamente il carburante, la pressione d'alimentazione e la superficie del radiatore. E' acquisito sperimentalmente inoltre che una opportuna sistemazione del radiatore nell'interno dell'ala o della fusoliera dell'aeromobile, o l'adozione del raffreddamento ad ugello (raffreddamento a piccola velocità) o ancora sfruttando il principio della termopropulsione si può ridurre fortemente le perdite di potenza da attribuirsi al radiatore.

Viceversa i radiatori a superficie d'ala pare debbano perdere credito sia per la continua diminuzione della superficie delle ali nei veloci velivoli ad alto carico alare, sia poichè pare che la resistenza di profilo cresca, con l'aumento della viscosità dello strato limite in tal modo riscaldato.

Mezzi per ottenere alte potenze al decollo.

L'attuale stadio di evoluzione dei velivoli comporta l'esigenza di potenze notevolmente maggiorate per il periodo di decollo: si conoscono oggi motori con una sovrappotenza temporanea del 25 % rispetto a quella no-

Fortunamente oggi i carburanti hanno talmente migliorato le loro caratteristiche nei riguardi della detonazione che entro certe misure gli unici limiti all'aumento di potenza sono il raffreddamento e la pressione massima.

Per i motori con compressore oggi si usa quasi e-

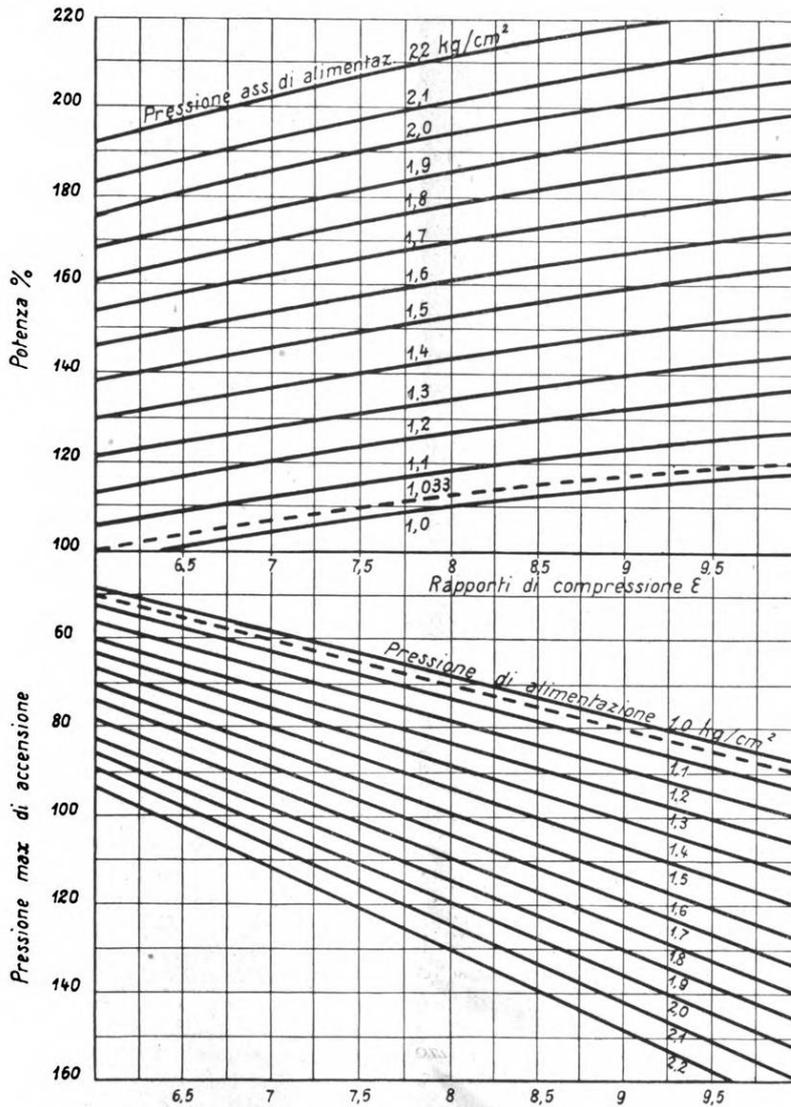


Fig. 6  
Potenza e pressione d'accensione con diversi rapporti di compressione e differenti pressioni di alimentazione.

minale, ottenuta essenzialmente incrementando la pressione di alimentazione. In generale il limite alla pressione di alimentazione si può dire sia rappresentato dal pericolo della detonazione.

esclusivamente combustibile a 87 ottani. Recenti esperienze hanno dimostrato che se la camera di combustione è adatta, l'inizio della detonazione ha luogo solo ad una pressione di 1,4 kg./cm.<sup>2</sup> ed una temperatura

d'alimentazione di  $110^{\circ}\text{C}$ . (Temperature dell'ordine di  $110^{\circ}\text{C}$ . si verificano nell'esercizio a terra con un compressore per il ripristino alla quota 4500 m. e con una pressione di alimentazione di  $1,3\text{ kg./cm.}^2$ ). La linea « b » della fig. 7 rappresenta le pressioni massime d'alimentazione tollerate dalla resistenza alla detonazione in funzione delle temperature d'alimentazione. Gli accorgimenti intesi ad ottenere l'abbassamento della temperatura e l'aumento della pressione d'alimentazione si riferiscono all'adozione di combustibili ad elevato numero di ottano, alla regolazione del numero di giri del compressore e al raffreddamento della miscela mediante iniezione di acqua o alcool. Le maggiori possibilità dei combustibili nei riguardi della detonazione permettono l'adozione di temperature più elevate nonchè pressioni di alimentazione e rapporti di compressione maggiori.

I progressi ottenuti coll'adozione di benzina a 70, 87 e 100 ottani sono veramente cospicui nei riguardi della potenza sviluppata dai motori. Così, secondo Ri-

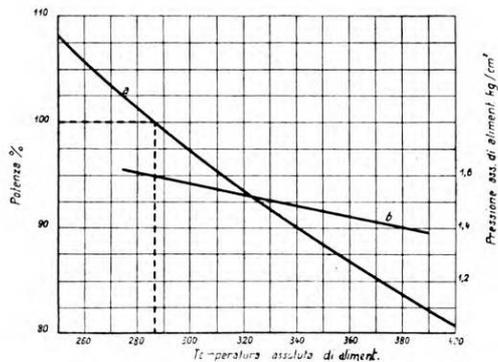


Fig. 7

Influenza della temperatura di alimentazione sulla potenza: a) variazione della potenza con la temperatura dell'aria di alimentazione; b) pressione max. di alimentazione tollerata dalla detonazione, in funzione della temperatura di alimentazione ( $\varrho = 6,5$ ; combustibile a 87 ottani).

cardo, con un rapporto di compressione di 6,5, passando dalla benzina a 87 ottani a quella a 100 ottani si ottiene un aumento della pressione media effettiva del 52 %, per quanto riguarda le limitazioni imposte dalla detonazione allo sviluppo di potenza. Di questa sopra-potenza però oggi si fa solo uso in misura del 15 ÷ 17 per cento. Per es. il 30 litri Pratt e Whitney 14 cilindri doppia stella « Twin Wasp » alimentato con benzina a 87 ottani dà al decollo una potenza di 1065 HP e con benzina a 100 ottani sviluppa 1215 HP; il motore Bristol stellare 9 cilindri « Mercury VIII » con 25 litri di cilindrata, sviluppa rispettivamente 736 HP e 934 HP con benzine da 87 e 100 ottani.

Un altro fattore di progresso risiede nel comando variabile del compressore: la regolazione ideale del compressore è quella continua, vale a dire il rapporto di trasmissione fra motore e compressore dovrebbe variare in modo da raggiungere sempre la pressione ottima. In

tale modo si avrebbe una benefica diminuzione della potenza assorbita dal compressore e della temperatura finale di compressione: per es. con un compressore da 4500 m. e  $1,3\text{ kg./cm.}^2$  di pressione di alimentazione si può ottenere a terra un incremento di potenza del 25 %. Senza la regolazione del compressore, nelle stesse condizioni, per ottenere un incremento di potenza al decollo del 25 %, occorrerebbe aumentare la pressione di alimentazione a circa  $1,5\text{ kg./cm.}^2$ .

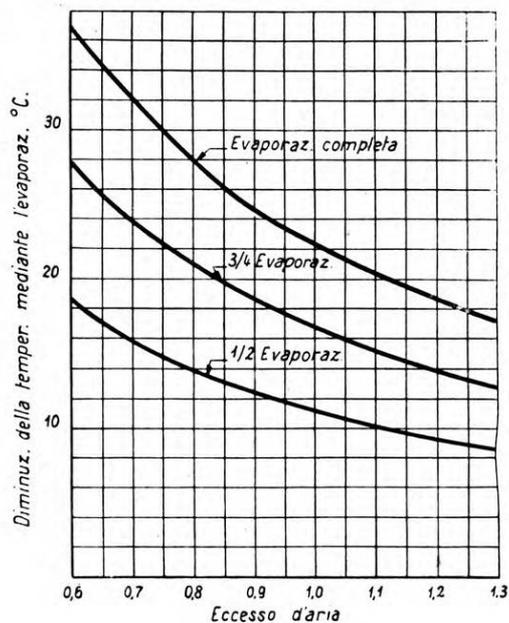


Fig. 8

Influenza della evaporazione sulla temperatura di alimentazione.

I vantaggi del compressore a girante regolata nel numero di giri, non si limitano allo sviluppo della potenza di decollo e di salita, ma si risentono nell'ottenimento di maggiori quote nominali.

La scelta più opportuna del migliore sistema di alimentazione e della migliore regolazione del numero di giri fu già esaurientemente analizzata dal Nutt nella sua nota conferenza alla società Lilienthal nel 1936.

Il primo passo in tema di regolazione del compressore è rappresentato dal compressore a due velocità già introdotto correntemente in alcuni motori. Inoltre la regolazione continua del compressore si può quasi considerare un problema risolto dati i favorevoli risultati ottenuti dalle esperienze della D.V.L. La difficoltà maggiore per i turbocompressori è rappresentata dalle elevate temperature dei gas di scarico ( $1000 \div 1500^{\circ}$ ) dei motori a benzina.

L'uso pratico di questi turbocompressori dipenderà dall'ulteriore miglioramento della resistenza dei materiali alle alte temperature oppure dalle possibilità di

una sufficiente refrigerazione delle parti termicamente più sollecitate. La regolazione del compressore è compito della turbina, la cui coppia motrice e numero di giri vengono regolati influenzando sulla quantità dei gas di scarico e sul salto di temperatura. Il turbocompressore è vantaggioso per il comando del compressore nei riguardi del consumo ed autonomia del volo di quota.

Data la necessità di diminuire la notevole perdita di potenza che consegue all'aumento della temperatura di alimentazione, era apparsa suggestiva l'idea di sfruttare all'uopo il forte calore di evaporazione dell'acqua e dell'alcool, non essendo consigliabile impiegare radiatori a superficie causa il peso, l'ingombro, l'insufficienza al decollo e la perdita supplementare di potenza di propulsione in volo.

I risultati provvisori di esperienze della D.V.L. indi-

mento dello stantuffo si può ottenere alettando abbondantemente la parte inferiore dello stantuffo stesso, come pure aumentando la distanza del primo anello dello stesso pistone, onde sottrarlo maggiormente all'influenza diretta della fiamma. La fig. 9 illustra l'andamento delle linee di egual temperatura e normalmente ad esse, il flusso del calore in uno stantuffo; si vede che gran parte del calore viene trasmessa all'olio e che la rimanenza viene trasmessa al primo e al secondo anello. Per quanto riguarda la valvola di scarico, si affrontano oggi le sempre maggiori sollecitazioni termiche e meccaniche con le note volvole al sodio, in acciaio austenitico con stelo nitruato e con sovrapposizione di metallo duro sulle sedi, e protezione della parte rivolta alla camera di combustione mediante leghe anticorrosive ad alta percentuale di nichelio.

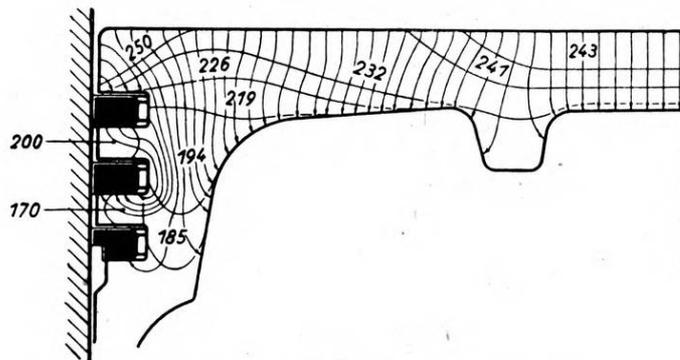


Fig. 9

Flusso del calore in uno stantuffo di un cilindro raffreddato ad aria.

cano che mediante l'iniezione di acqua ed alcool nei cilindri si ottiene con minor dispendio, una sensibile diminuzione delle temperature di alimentazione e di combustione. Poiché l'abbassamento della temperatura di alimentazione è indispensabile soltanto durante lo sviluppo delle sovrapotenze temporanee, l'onere della refrigerazione rimane tollerabile. Tuttavia per ora si posseggono ancora troppo pochi elementi di giudizio circa la convenienza del raffreddamento ad iniezione.

Se si integrano i vantaggi del combustibile a 100 ottani con le possibilità del raffreddamento dell'alimentazione, si arriva a quelle potenze di punta di  $70 \div 100$  Cav./litro che oggi si raggiungono solo nei laboratori. Al raggiungimento di tali potenze deve contribuire l'evoluzione delle due parti maggiormente sollecitate dall'azione termica, lo stantuffo e la valvola di scarico. Infatti buona percentuale delle avarie dei motori è provocata da anelli incollati e grippati. Ne consegue che anziché limitarsi ad asportare la maggior parte del calore dello stantuffo attraverso gli anelli, si deve procurare un raffreddamento efficace degli anelli stessi mediante la lubrificazione. Una miglioria del raffredda-

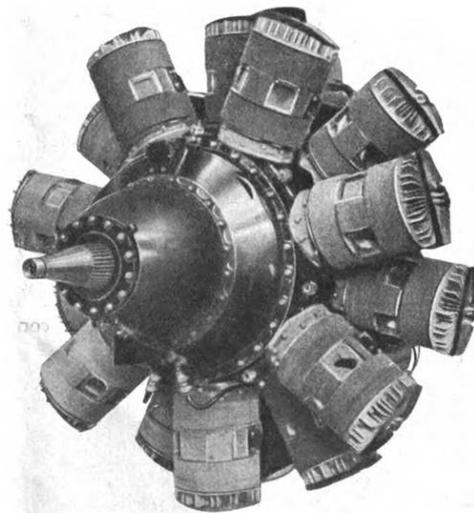


Fig. 10

Motore Bristol « Hercules ».

**Motori senza valvole.**

Le considerazioni precedenti si limitano allo sviluppo del tipo di motore d'aviazione oggi quasi esclusivamente adottato: motore a 4 tempi con distribuzione a valvole. Lunghi anni di ricerche hanno portato questo tipo di motore ad una maturità che difficilmente verrà raggiunta in minor tempo da motori di nuova concezione. Tuttavia la tecnica non esclude la possibilità del successo alle nuove concezioni ed attualmente i tecnici guardano con interesse verso il motore a distribuzione senza valvole, che trova autorevoli fautori in Ricardo e nella Ditta Bristol. I tipi « Perseus » e « Hercules »

sono la dimostrazione pratica dell'efficacia di tale sistema.

Il motore stellare a 9 cilindri « Perseus » XII da 24,8 litri sviluppa una potenza massima di 918 HP a 1980 m. ed il 14 cilindri a doppia stella « Hercules » di 38,7 litri (fig. 10) sviluppa 1375 HP a 1220 m.; vale a dire, tali motori raggiungono 36-37 cav./litro, ossia la potenza di punta dei motori a valvole. I vantaggi già da tempo preconizzati da Ricardo in questo tipo di motori si riferiscono al maggior grado di riempimento, alla maggior possibilità di sovralimentazione causa la migliorata resistenza alla detonazione, al basso consumo e alle maggiori pressioni medie ottenibili.

**BIBLIOGRAFIA**

- (1) F. Goblau. — « Flugmotoren, Stand und künftige Entwicklung », Z. VDI 1938, Nr. 12, S. 333 und « Zukunftsaufgaben des Flugmotorenbaues », RTA 1936, Nr. 42.
- (2) H. Wood, Rolls Royce Ltd. — « Liquid-Cooled Aero Engines », SAE-Journal, Band 39 (1956).
- (3) G. Bock. — « Wege zur Leistungssteigerung im Flugzeugbau », Luftwissen, 1937, Nr. 4.
- (4) O. Kurtz. — « Forschungsaufgaben und Gestaltungsfragen bei Steigerung der Triebwerksleistung », Luftwissen, 1937, Nr. 4.
- (5) A. Nutt. — « Flugmotoren und ihre Betriebsprobleme », Vortrag vor der Lilienthal-Gesellschaft, 1936.
- (6) Luftwissen, 1938, Nr. 1.
- (7) G. J. Mead. — Interavia (1937), Nr. 425-428.
- (8) H. R. Hicarlo. — « Einige Fragen der Flugmotorenentwicklung ». Gesammelte Vorträge der Hauptversammlung 1937 der Lilienthal-Gesellschaft.
- (9) D. R. Pye. — « Werkstoffkunde und Flugmotorenbau ». Gesammelte Vorträge der Hauptversammlung 1937 der Lilienthal-Gesellschaft.
- (10) K. Leist. — « Der Laderantrieb durch Abgasturbinen », und A. F. Schmidt, « Thermodynamische Untersuchungen über Abgasturboauflung », Luftfahrtforschung 1937, Band 14, Nr. 4-5.
- (11) W. v. der Null. — « Die Gestaltung von Flugmotorenladern », Luftfahrtforschung, 1937, Nr. 4-5.
- (12) Eugen Vohrer V.D.I. — « Flugmotoren hoher Hubraumleistung », MTZ Oktober, 1939.

**OSSERVATE LE PROPRIETA' DI QUESTI MATTONI**

**COSTRUITE MURATURE IN SILEX**

Publicazioni a richiesta - Consigli e progettazioni gratuite

**SILEX** SOC. ACC. **MILANO-NIGUARDA**  
TEL. 698 120

ORGANIZZAZIONE POWERS - TEL. 29-355 - MILANO

**EUGENIO MAFFEI**

Via Valenza, 5 - MILANO - Telef. 32-751/2

MAGAZZINO ASSORTITO DI TUBI DI FERRO E DI ACCIAIO DI OGNI TIPO E MISURA — SPEZZONI — OCCASIONI — RACCORDI — FLANGE — COMPRA-VENDITA DI TUBI DI DEMOLIZIONE E DI CALDAIE — TUBI TRAFILATI — LAVORAZIONE

**INDUSTRIALI!**

“L'Energia Termica”, va in tutti i Ministeri civili e militari, in tutti gli uffici tecnici e commerciali, in tutti gli stabilimenti.

La pubblicità su detta Rivista, che è largamente diffusa anche all'estero, è la più efficace.

Rivolgersi all'Amministrazione:  
**PIAZZA CINCINNATO, 6 - MILANO**