

# RASSEGNA TECNICA

La "Rassegna tecnica", vuole essere una libera tribuna di idee e, se del caso, saranno graditi chiarimenti in contraddittorio; pertanto le opinioni ed i giudizi espressi negli articoli e nelle rubriche fisse non impegnano in alcun modo la Società degli Ingegneri e degli Architetti in Torino

DA PAGINA 369 A PAGINA 407 DEL PRESENTE FASCICOLO, SONO RACCOLTI ARGOMENTI SU:  
**TEORIA E PRATICA NELLE COSTRUZIONI AERONAUTICHE**

## L'evoluzione della scienza del progetto nell'aeronautica

GIUSEPPE GABRIELLI, professore ordinario di progetto di aeromobili nel Politecnico di Torino e Direttore della Divisione Aviazione della Fiat, ha tenuto il 26 aprile 1956 una conferenza con questo titolo per invito della Società degli Ingegneri e degli Architetti in Torino.

Il Comitato di Redazione di « Atti e Rassegna Tecnica », su proposta ed iniziativa del proprio autorevole Membro ing. Gaudentio Bono, Amministratore Delegato e Direttore Generale della Fiat, ha quindi radunato attorno al testo di tale conferenza una raccolta di studi e di relazioni di collaboratori della Divisione Aviazione della Fiat.

Dal complesso del fascicolo, che vuole essere uno dei nostri abituali giri d'orizzonte nei settori tecnici più impegnati, si valuta bene l'importanza delle iniziative torinesi nel campo teorico ed organizzativo della ricerca scientifica.

GIUSEPPE GABRIELLI, dopo aver definito che cosa si intenda per scienza del progetto in generale e nell'aeronautica in particolare, espone un parallelo tra i veicoli aerei, marini e terrestri basato sul valore della potenza specifica minima necessaria in funzione della velocità massima orizzontale.

Premesso un rapido sguardo storico sulle conoscenze e le conquiste del pensiero scientifico in aeronautica, passa ad illustrare l'evoluzione di alcuni aspetti della scienza del progetto basati sulla resistenza e portanza aerodinamica, sulle leggi di similitudine dinamica e strutturale, sui materiali, sulle forme architettoniche e sulla motopropulsione. Chiude con la spiegazione del « bum » sonico.

Caro Presidente, grazie per le gentili parole che Ella ha voluto rivolgermi. Ho accettato volentieri il Suo invito, perché ritengo sia utile il trovarsi ogni tanto per esporre i problemi di una specializzazione ai colleghi delle altre specialità.

Lo scambio di idee tra i tecnici a Torino non è forse così attivo come dovrebbe essere, quindi ho accolto il Suo invito per adempiere il mio dovere e con l'intento di compiere un atto di omaggio verso i colleghi torinesi.

In questa occasione vorrei presentare loro un quadro dell'evoluzione storica della tecnica aeronautica, come può vederlo un uomo che a quella ha dedicato con passione gran parte della sua vita.

Prima di entrare in argomento, vorrei, per dissipare equivoci, inquadrare il tema e definire che cosa si intende, o per lo meno che cosa io vorrei intendere, per scienza del progetto.

### La scienza del progetto degli aeromobili.

La scienza del progetto, in generale, è costituita da un complesso di teorie e di regole o norme semiempiriche ricavate dall'esperienza, che servono a proporzionare ed a disegnare l'« oggetto » del progetto in modo che corrisponda e soddisfi ad un determinato tema.

Il tema consiste sempre di alcuni dati (dati di progetto o requisiti) che si vogliono raggiungere con una certa approssimazione, cioè con una data tolleranza in più o in meno.

Per esempio, nel progetto di un velivolo civile i dati sono in generale: il carico pagante, l'autonomia, il numero dei motori, il tipo di architettura e di costruzione (materiali), il volume delle cabine passeggeri e il tipo di arredamento, il volume dei bagagliai, la velocità di crociera, i limiti di costo di esercizio per tonnellata chilometro di carico pagante, la quota di tangenza con

tutti i motori o con parte dei motori mancanti, ecc.

Normalmente, ogni progetto si svolge sulla base di progetti similari, i quali costituiscono un elemento di riferimento di grande utilità. In casi eccezionali, però (basti ricordare la torre Eiffel, il ponte Golden Gate o un velivolo da primato assoluto), il progetto è una estrapolazione dal campo ordinario. Così, nel progetto di un velivolo da primato, i dati si riducono di numero rispetto a quelli, per esempio, di un velivolo civile ed il problema si semplifica, anche se da un altro punto di vista esso diventa più arduo.

Ora è chiaro che la scienza del progetto degli aeromobili si serve di numerosi rami della scienza, della tecnica e della economia. Questi sono ad esempio: l'aerodinamica e la gascinamica applicata alle forme esterne e ai condotti interni dei velivoli e ai propulsori, le teorie della resistenza delle strutture, le esperienze sui modelli aerodinamici e strutturali e le rispettive teorie di similitudine

che servono ad effettuare il trasporto dei risultati dai modelli al vero.

Ma su queste basi generali poggia la scienza del progetto vera e propria, che comprende le leggi che legano le forme e le dimensioni del velivolo alle sue prestazioni, la teoria dell'ingrandimento dei velivoli, la teoria dei pesi strutturali, i fattori di carico a contingenza e di sicurezza nelle varie condizioni di volo ammesse,

i limiti concessi per le deformazioni elastiche, i sistemi per prevenire i fenomeni di inversione dei comandi e di vibrazioni aerelastiche, i problemi della sicurezza del volo, lo studio dei vari impianti (elettrici, oleodinamici, ecc.), lo studio dei servocomandi e della loro installazione, le regole architettoniche che riguardano la comodità e la visibilità nonché l'accessibilità, le regole di disegno per la più facile riprodu-

cibilità in serie e riparabilità, le tolleranze di costruzione e di finitura esterna ed infine le regole per il calcolo dei costi di esercizio o di impiego.

Sarebbe impossibile, nel breve tempo del quale si può ragionevolmente disporre in una conferenza, illustrare tutti gli aspetti dell'evoluzione di una scienza così complessa.

Per questa ragione, mi fermerò solo su qualche punto, che per la sua importanza costituisce una svolta nella storia delle conoscenze e del progresso dell'aeronautica.

### Parallelo tra i veicoli aerei e quelli terrestri e marini.

Molti problemi del progetto sono in comune con tutti i tipi di veicoli aerei, terrestri e marini, ma essi assumono un'importanza diversa a seconda del tipo di veicolo di cui si tratta. Prendendo in considerazione, per paragonare i vari tipi di veicoli, i rapporti esistenti tra il peso, la velocità massima orizzontale e la potenza corrispondente, è possibile cogliere gli aspetti essenziali di quello che si potrebbe chiamare il prezzo della velocità dal punto di vista dell'ingegnere progettista. Tutti i veicoli richiedono, infatti, per operare il loro spostamento alla propria velocità massima, una potenza che corrisponde normalmente alla potenza massima installata. Il rapporto fra la potenza ed il peso del veicolo rappresenta la cosiddetta potenza specifica del veicolo alla sua velocità massima.

Infatti, per ogni tipo di veicolo, come per esempio nave da carico, automotrice ferroviaria, automobile, velivolo civile, elicottero, ecc. esiste una velocità al di sopra della quale esso diventa antieconomico, perché l'aumento di potenza richiesto per ottenere un lieve aumento di velocità massima assume valori grandissimi.

Ciò si vede dall'inclinazione sull'asse delle ascisse delle tangenti alle curve: essa rappresenta, infatti, il gradiente della potenza specifica in funzione della velocità massima.

I valori relativi della potenza specifica stanno a significare il

grande divario che esiste da questo punto di vista tra i vari tipi di veicoli, ed è facile dedurre come — nella impostazione del progetto — il peso, la potenza installata, la forma, la finitura superficiale, ecc. abbiano un'influenza relativamente diversa.

Così, per esempio, il rapporto potenza/peso va da 0,5 cv/t delle navi da carico a 2000 cv/t per i più veloci aeroplani moderni.

Questi valori così notevolmente diversi dimostrano che l'influenza dei dati di progetto deve assumere consistenza ed importanza molto differente da un tipo all'altro di veicolo. Ecco perché le varie tecniche di progetto e di costruzione assumono aspetti completamente diversi.

### Le conoscenze all'epoca del volo dei fratelli Wright.

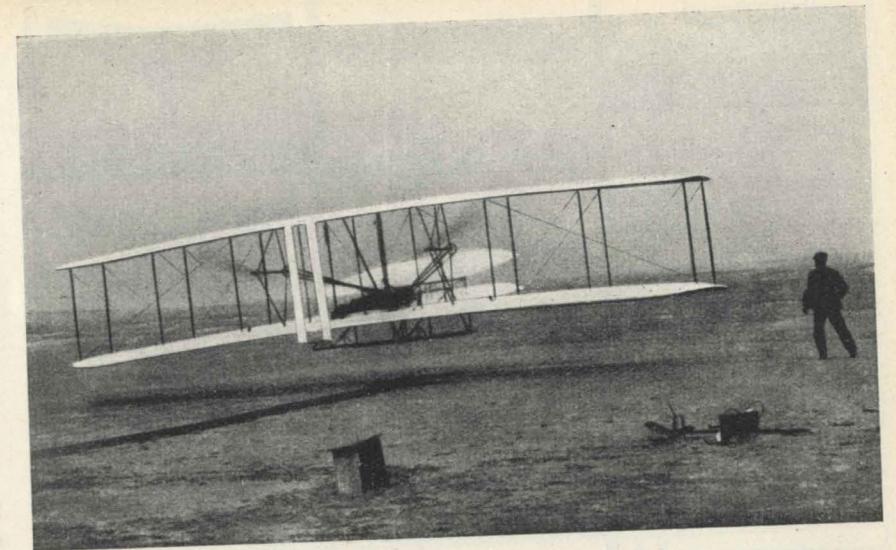
La scienza del volo ha le sue origini nella più remota antichità, ed infatti la meccanica dei fluidi ebbe, per quanto riguarda la statica, un grande precursore in Archimede (287? - 212 a.C.).

Tra i precursori del volo e della scienza del progetto, in ordine cronologico, non si può fare a meno di ricordare Leonardo da Vinci (1452-1519), il quale ebbe intuizioni notevoli sulla resistenza dell'aria in seguito ai suoi studi sul volo degli uccelli. Egli spiegava il volo ad ali battenti degli uccelli col fatto che l'aria a contatto dell'ala si condensa, dato che non fa in tempo, per la rapidità delle battute, a sfuggire dall'ala stessa.

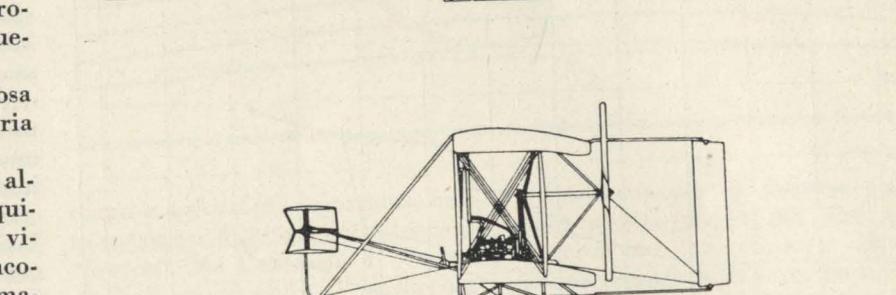
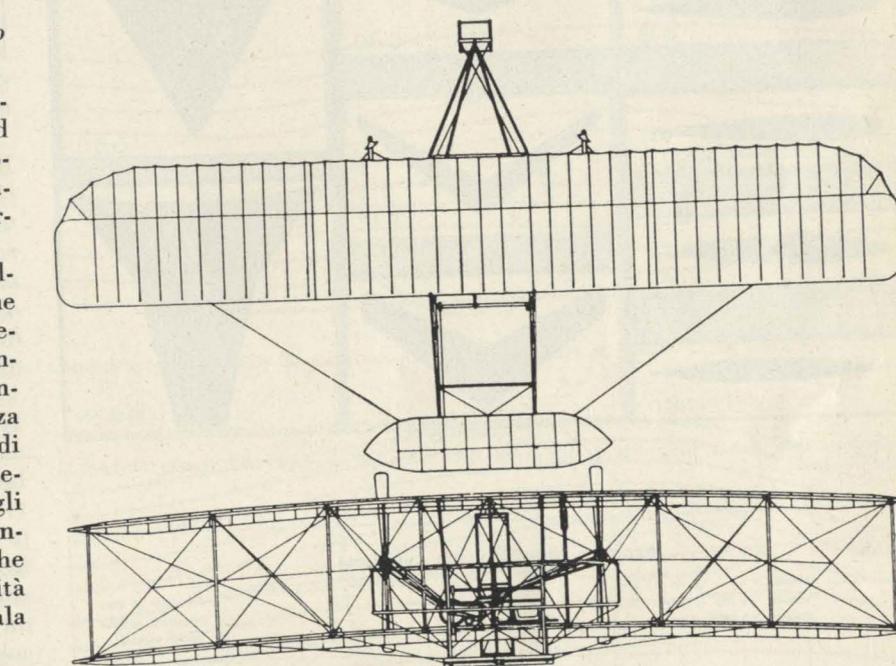
Nel 1487, Leonardo, che si trovava allora a Milano, scrisse queste belle, profonde parole:

«Tanta forza si fa colla cosa in contro all'aria, quanto l'aria contro alla cosa:

Vedi l'alie percosse contro all'aria far sostenere la pesante aquila nella suprema sottile aria, vicina all'elemento del fuoco. Ancora vedi la mossa aria sopra il mare, ripercossa sulle gonfiate vele, far correre la carica e pesante nave; sicché per queste dimostrative e assegnate ragioni potrai conoscere l'uomo colle sue conegnate e grandi alie, facendo forza contro alla resistente aria e vincendo poterla soggiogare e levarsi sopra di lei».

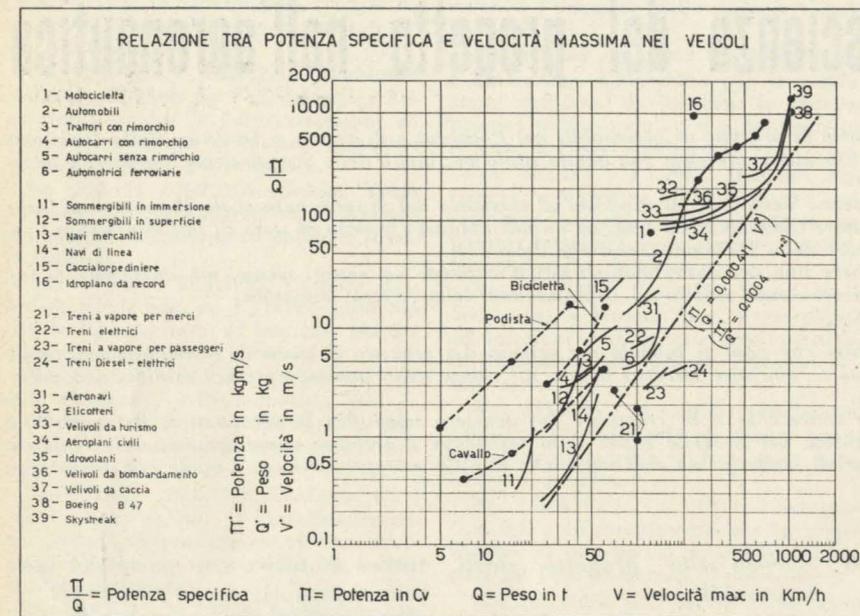


17 dicembre 1903. - Il primo volo sostenuto e controllato con una macchina più pesante dell'aria. Pilotava Orville Wright. Wilbur Wright a piedi. La velocità rispetto al suolo era di 16 km/h con un vento contrario di 35 km/h.

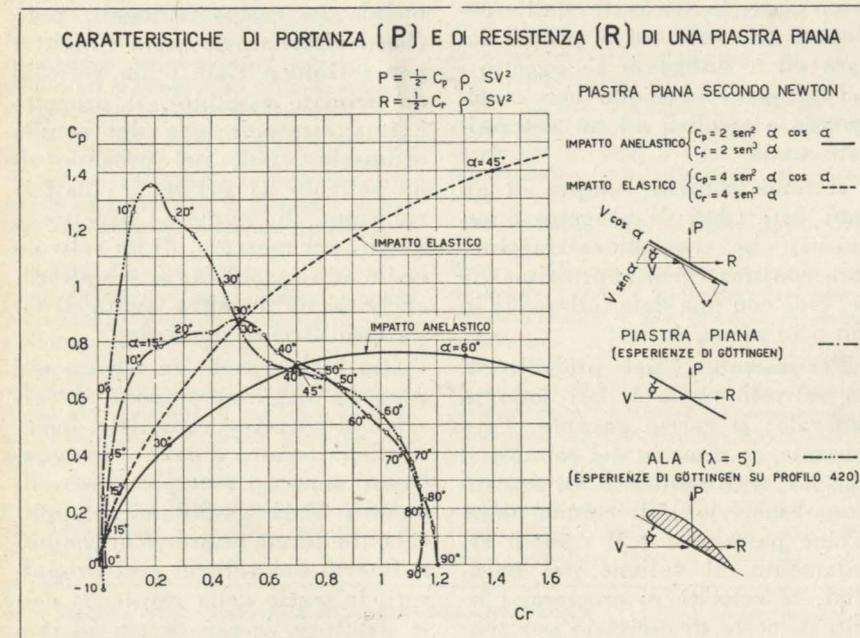


Peso totale 350 kg; Superficie alare 45 m<sup>2</sup>; Carico alare 8 kg/m<sup>2</sup>; Carico per cavallo 30 kg/cv.

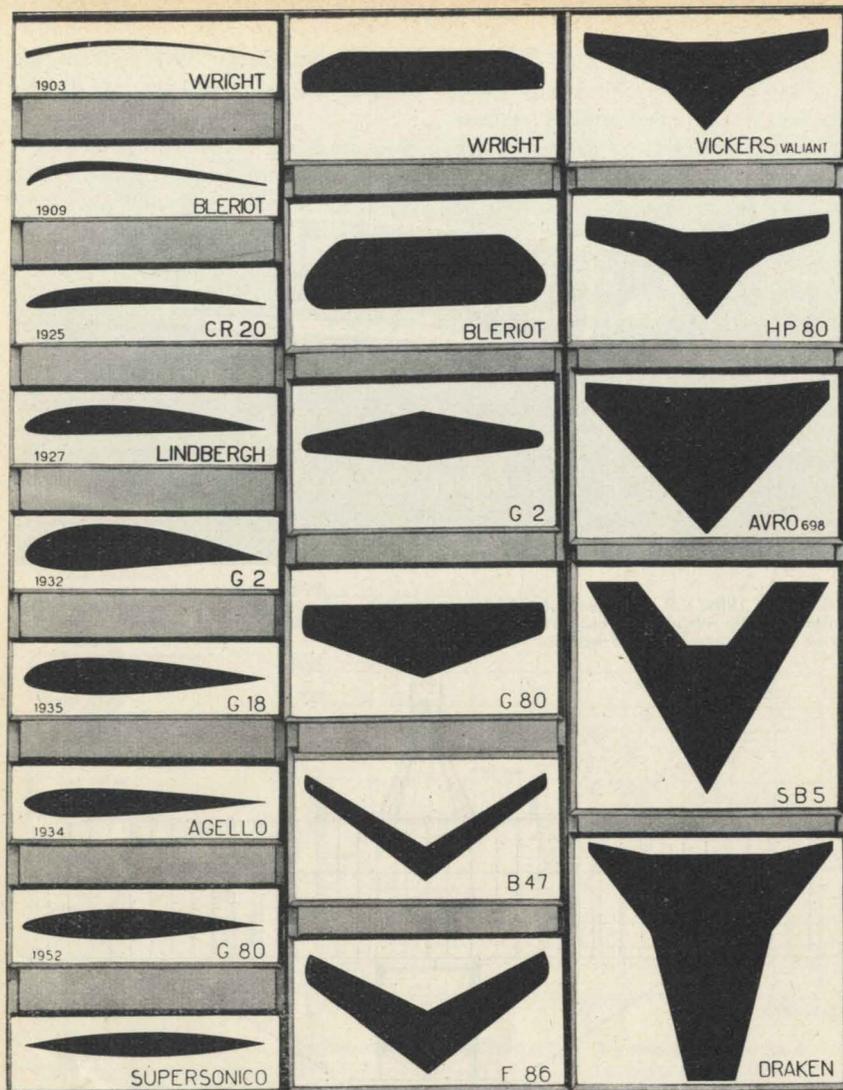
Leonardo si domanda quale sia la velocità conveniente perché nell'incontro tra ali e aria questa si comprime e condensi: perché si realizzi insomma il sostentamento. Egli è pronto a rispondere che l'aria si comprime quando la velocità alla quale è avvenuto il suddetto incontro è superiore alla velocità con cui lo strato d'aria, direttamente colpito, può trasmettere agli strati d'aria retrostanti



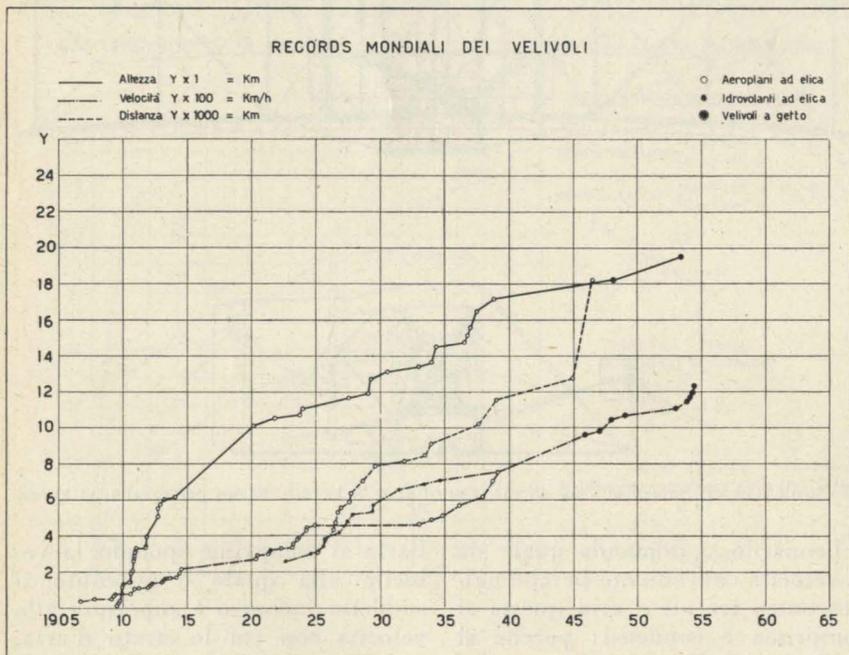
La potenza specifica minima e la velocità massima di vari tipi di veicoli, secondo von Kármán e Gabrielli. Il diagramma mostra, per differenti tipi di veicoli aerei, terrestri e marini, i valori minimi del rapporto potenza/peso finora realizzati e fa vedere che, per ogni tipo di veicolo, esiste una velocità al di sopra della quale esso diventa antieconomico.



Portanza e resistenza di una piastra piana rettangolare di allungamento 5 (secondo Newton e secondo l'esperienza) in confronto con le caratteristiche di un'ala di eguale allungamento.



Evoluzione delle forme in pianta e dei profili delle ali, dall'aeroplano dei fratelli Wright ai velivoli attuali.



Records attuali: Velocità massima a bassa quota 1 124,137 km/h; Quota massima 18 019 m; Distanza massima 18 082 km; Tempo di salita a 12 000 m 3' 9,5".

la pressione subita. In queste condizioni, egli dice, lo strato direttamente colpito, non facendo a tempo a trasmettere successivamente agli altri la pressione che l'ha colpito, si condensa localmente. La moderna aerodinamica ha trovato che tale opinione di Leonardo qualitativamente è giusta, solo è errata quantitativamente.

Infatti, l'aria investita da un'ala, o viceversa, dà veramente luogo ad onde di condensazione, ma solo ad una velocità oltre quella di propagazione del suono.

Leonardo pensava invece che tale velocità fosse quella di una normale battuta d'ala degli uccelli o di un colpo di vento.

Queste idee di Leonardo sulla possibilità del volo umano non hanno avuto influenza. Infatti, solo nel 1930 esse sono state svelate da un insigne storico dell'aviazione: il prof. Raffaele Giacomelli.

Ho citato questo pensiero di Leonardo non solo per ragioni storiche, ma perché esso contiene un'affermazione di estremo interesse, e cioè l'applicazione al caso particolare dell'ala e dell'aria del principio di azione e reazione che due secoli dopo Isacco Newton dette all'umanità.

A Versailles, il 19 settembre del 1783, i fratelli Montgolfier hanno dato l'inizio al volo dei palloni. Le stampe dell'epoca ci fanno rivivere l'emozione e lo stupimento del pubblico, meravigliato di fronte all'ascesa di quei fragilissimi involucri di carta! Era stato un fenomeno importantissimo di cui Archimede avrebbe potuto spiegare la ragione, ma i fratelli Montgolfier attribuivano la loro scoperta ad una pretesa proprietà dei gas caldi; pensavano addirittura avesse una certa influenza il modo con cui veniva fabbricato il fumo, e cioè se esso era ottenuto con la paglia bagnata o asciutta. Essi non compresero nulla del fenomeno, ma il fatto segnò tuttavia una data importante nella storia del volo.

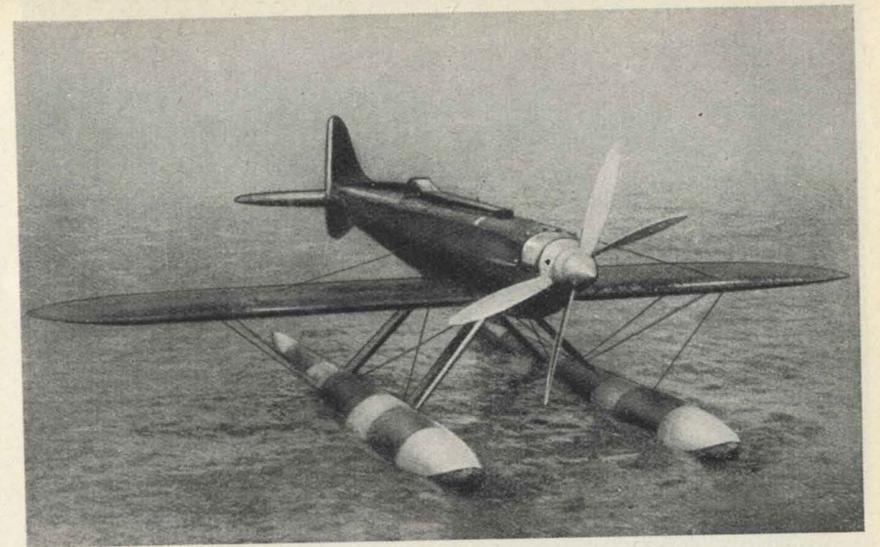
Dopo di essi, innumerevoli pionieri, incantati dalla loro visione, perseguirono il sogno di far volare l'uomo, e fra i tanti che nella seconda metà dell'800 si cimentarono in questo campo, ne cito uno, il maggiore, Otto Lilienthal (1848-1896). Questi col fratello

Gustavo aveva costruito numerosi alianti e dopo ben 2000 lanci perdettero tragicamente la vita, vittima del suo sogno e del suo ardimento. In un libro di Gustavo, scritto per onorare la memoria del fratello, si legge che Otto aveva acquisito delle conoscenze scientificamente esatte sul comportamento delle ali e delle piastre investite dal vento ed aveva un'idea precisa del centro di pressione e della stabilità, che intendeva correggere con lo spostamento del corpo.

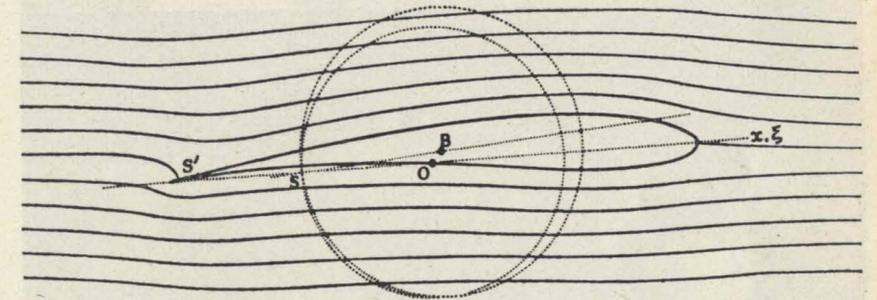
La caduta di Otto Lilienthal accese delle grandi polemiche. I sostenitori ed i negatori del volo si incontrarono sul corpo e sulla sciagura di questo grande pioniere e si accesero le discussioni. Ma stavolta, contrariamente a quanto era successo con i palloni dei Montgolfier, non fu la folla ad essere colpita dall'evento, ma gli studiosi, per cui ne conseguì un impulso alla ricerca ed agli studi per sanare il grande divario esistente tra i negatori del volo umano e quelli che ne affermavano la realizzabilità.

Le conoscenze teoriche, a quell'epoca, nel campo della meccanica dei fluidi erano già notevoli. Ma l'aerodinamica, come scienza che studia e calcola le forze che un corpo subisce per effetto del suo moto relativo all'aria, conduceva ad una sentenza negativa. Da Leonardo alla fine dell'800 l'affermazione più grandiosa era stata quella dedotta dai principi della meccanica di Galilei (1564-1642) e di Newton (1642-1727); tale affermazione alla fine del 600 si era concretata con gli immortali « Principia ». In essi Newton aveva calcolato, come esempio di applicazione dei suoi principi, la forza esercitata su una piastra piana inclinata investita da una corrente uniforme ipotetica costituita da infinite masse elementari. Come conseguenza della deflessione subita dalle particelle egli dedusse che la forza agente sulla piastra doveva essere proporzionale al quadrato del seno dell'angolo di inclinazione.

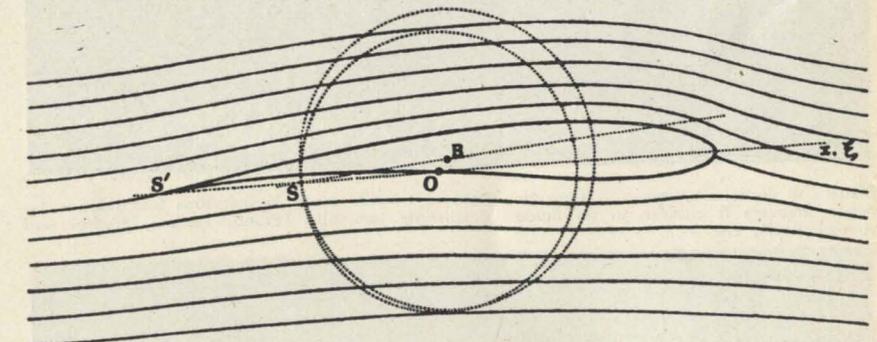
Questa legge non lasciava speranza alcuna di realizzare una macchina volante. (I risultati sperimentali hanno dimostrato, invece, che la forza varia col seno dell'angolo di inclinazione, e cioè dà



Idrocorsa MC 72 - Motore Fiat AS 6 (record mondiale di velocità assoluta 709,209 km/h - 20 ottobre 1934 - Pilota Agello).



Corrente ipotetica bidimensionale attorno ad un profilo alare in assenza di circolazione.

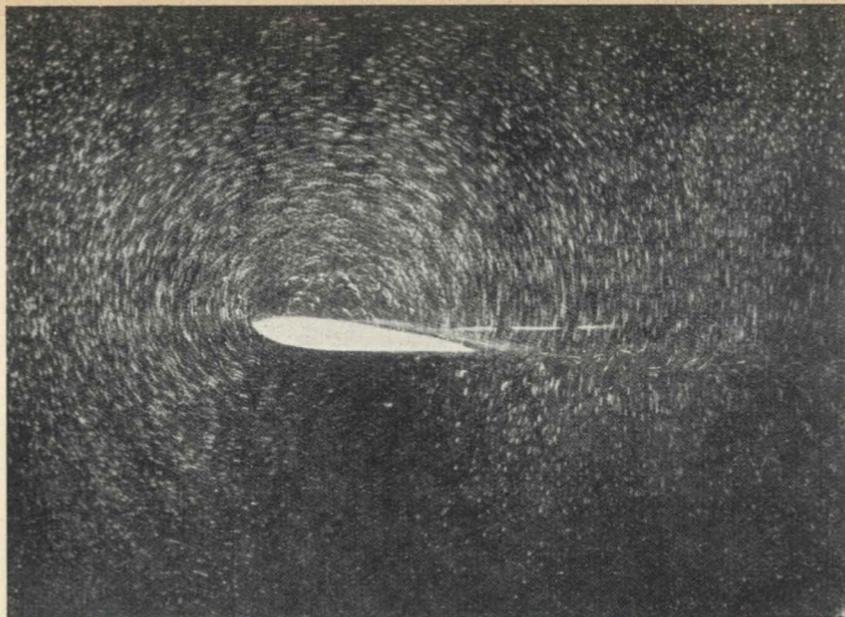


Corrente bidimensionale attorno ad un profilo alare con circolazione, secondo l'ipotesi di Joukowski.

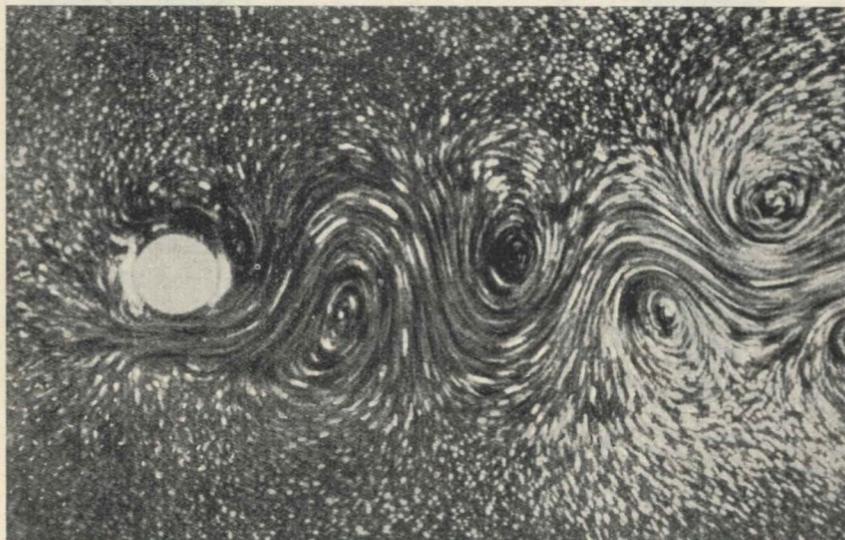
luogo a valori della portanza molto maggiori di quelli della legge di Newton). Ma l'autorità di Newton a quell'epoca ebbe il sopravvento e convinse dell'impossibilità per l'uomo di sostenersi nell'aria. Per questa ragione Newton è stato incolpato di aver ritardato lo sviluppo dell'aviazione. Questa accusa è ingiusta: la colpa è di coloro che applicarono tale ragionamento all'aria, mentre Newton aveva considerato un mezzo ipo-

tetico composto di infinite particelle aventi massa ma che non esercitavano fra di loro alcuna azione reciproca. È vero, però, che nel campo ipersonico (cioè quello delle velocità supersoniche ad alti numeri di Mach) la legge di Newton è « riabilitata »: essa fornisce per queste velocità dei valori corretti per le forze agenti sui corpi.

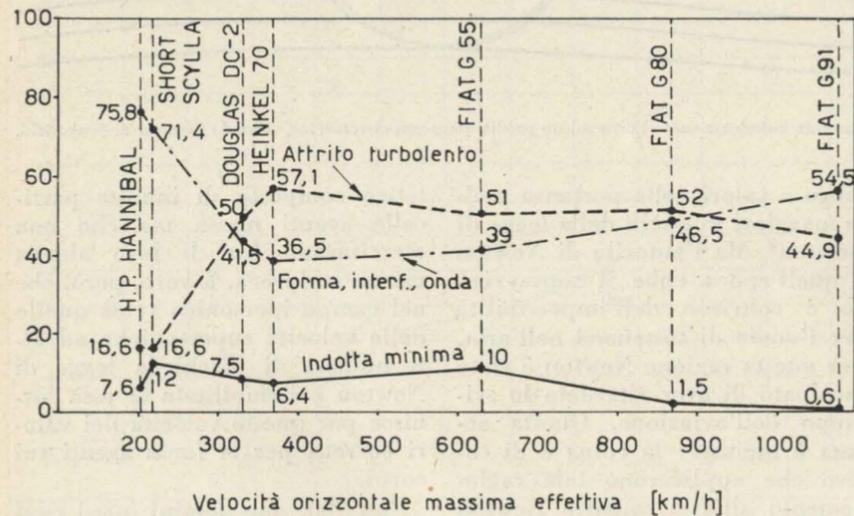
Nel 700, due uomini quasi contemporanei, Leonardo Eulero



Circolazione intorno ad un'ala dopo un percorso di 4,38 volte la corda. *Experiments on the Growth of Circulation About a Wing*, R & M 1402 (1931-32). Immagine ottenuta tenendo fermo l'obiettivo della macchina fotografica nello spazio e facendo muovere l'ala in un fluido inizialmente immobile. Un tal moto si chiama « assoluto » ed è il solo esistente nella realtà del volo.



Schiera di vortici di Kármán. - Immagine ottenuta tenendo ferma la macchina fotografica e facendo muovere il cilindro in un fluido inizialmente immobile. (Prandtl-Tietjens, *Hydro- und Aeromechanik*, vol. 2°).



Ripartizione dei vari tipi di resistenza su alcuni velivoli.

(1707-1783) e Daniele Bernoulli (1700-1782), svilupparono il concetto del fluido ideale (cioè un mezzo continuo non viscoso nel quale, quindi, non possono esercitarsi forze tangenziali o di attrito e le sole forze esterne agenti sono la pressione e la gravità) e fondarono l'idrodinamica classica, che si sviluppò notevolmente per merito soprattutto di D'Alembert (1717-1783), Helmholtz (1821-1894), Kirchhoff (1824-1887), Lord Kelvin (1824-1907) e Lord Rayleigh (1842-1919).

La conclusione alla quale condussero gli studi sulla dinamica dei fluidi ideali venne sintetizzata nel 1786 in un famoso paradosso dovuto a D'Alembert. Questi era uno dei maggiori studiosi dell'epoca e aveva commentato il risultato e le conclusioni a cui era giunta l'indagine matematica, che tanto aveva attratto e occupato gli studiosi, con queste espressive parole:

« Non vedo, e lo ammetto, come si possa spiegare in maniera soddisfacente la resistenza dei fluidi mediante la teoria. Mi sembra che questa teoria, trattata e studiata con profonda attenzione, dia — per lo meno in molti casi — una resistenza che è assolutamente zero: paradosso stranissimo che lascio agli studiosi di geometria ».

Circa un secolo dopo, Lord Rayleigh sintetizzava con sottile umorismo lo stesso risultato con la seguente frase:

« Secondo questa teoria, l'elica di un battello sommerso sarebbe di nessuna utilità, ma d'altro canto i suoi servizi non occorrerebbero ».

Questo era il pensiero degli scienziati, e le conoscenze del mondo scientifico alla fine dell'800. Siamo alla vigilia del 1° volo; fu infatti il 17 Dicembre del 1903 che dopo gli sfortunati tentativi del Langley, i fratelli Wright compirono i primi voli meccanici pilotati dall'uomo.

Fermiamoci adesso a considerare alcune scoperte del pensiero, sulle quali poggiano le reali conquiste della tecnica e della scienza del progetto.

**La circolazione e la portanza.**

Il volo dei fratelli Wright ha dimostrato due cose:

1) che la *forza portante delle ali* doveva essere molto notevole, dato che era riuscita a sollevare il peso del velivolo ad una velocità relativamente bassa.

2) che la *spinta delle eliche*, cioè la forza trattiva, era stata sufficiente a vincere la resistenza dell'aria su quelle complicate strutture della macchina. Le misure effettuate a mezzo dei rudimentali canali del vento di quell'epoca avevano già fornito dei risultati sperimentali importanti, ma il volo dei fratelli Wright pose il problema teorico e sperimentale in un piano di grande attualità ed accese vivaci discussioni e polemiche. Da ciò trassero un grande impulso gli studi e le ricerche aerodinamiche.

Era già noto sin dalla metà del secolo XVII che un cilindro o una sfera rotante, se investiti da una corrente di fluido, danno luogo ad una *forza trasversale* notevole. Il fenomeno era stato osservato in laboratorio dal Magnus, fisico tedesco, nel 1853 e Lord Kelvin aveva spiegato con l'esistenza di questa forza il fatto che le palle da tennis, « tagliate » di proposito, possono aumentare o ridurre la gittata a seconda della volontà del giocatore.

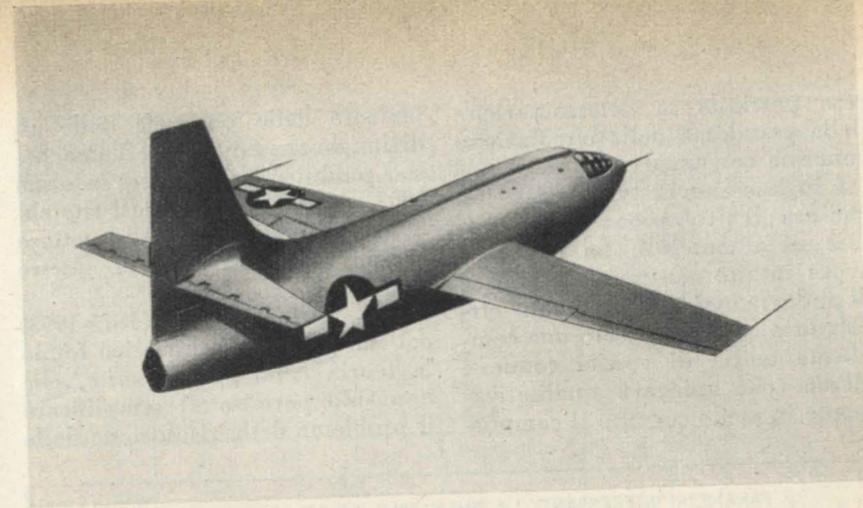
Lord Kelvin dimostrò teoricamente l'esistenza di questa forza, applicando i principi della meccanica dei fluidi ideali al caso del cilindro o ad una sfera ruotanti in una corrente uniforme di velocità  $V$  e densità  $\rho$ .

Ma il merito di spiegare che un profilo alare si può comportare allo stesso modo spetta a due scienziati: un tedesco, il Kutta (1867-1944), ed un russo, il Joukowski (1847-1921).

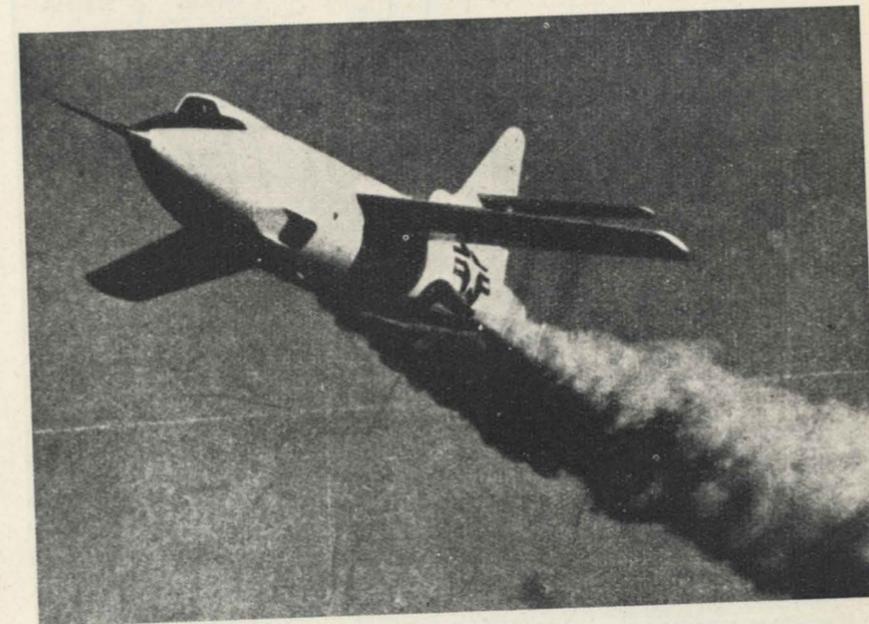
Essi, indipendentemente e contemporaneamente, enunciarono il famoso teorema che va sotto il nome di Kutta-Joukowski e che connette la cosiddetta circolazione  $\Gamma$  alla portanza  $P$  per unità di lunghezza dell'ala, nel caso di ali di lunghezza infinita, ossia nel problema piano bidimensionale.

$$P = \rho V \Gamma$$

Infine Joukowski, attraverso la ipotesi di uguagliare la velocità sul bordo di uscita tra le correnti del dorso e della faccia dell'ala,



Bell X-1 a razzo. 1 610 km/h a 18 300 m, il 14 ottobre 1947.



Aeroplano Douglas D 558-2 a razzo (Skyrocket) col quale Bill Bridgman ha raggiunto la velocità di 1 993 km/h. Freccia di 35°.



Velivolo supersonico Bell X-2 munito di motore a razzo della Curtiss-Wright per ricerche sulla « barriera termica ».

rese possibile la determinazione della grandezza della circolazione connessa con un dato profilo.

L'inglese Lanchester (1878-1946), che era di professione un costruttore di automobili, fin dal 1896 aveva intuito che un'ala è capace di indurre nell'aria un moto circolatorio ed aveva creato una complicata teoria di vortici connessi all'ala, che spiegava qualitativamente in modo corretto il compor-

tamento della portanza delle ali di lunghezza finita. Ma il Lanchester pubblicò la sua opera solo nel 1907, mentre fu il Prandtl che ebbe il grande merito di mettere ordine con chiarezza in questo campo.

Nel 1904, Prandtl (1875-1953) col suo grande intuito fisico fondò la teoria dello *strato limite*, che non solo permise di semplificare il problema della risoluzione delle

equazioni del moto nel caso generale, ma rappresentò nel modo più reale il fenomeno fisico che avviene nel caso del fluido viscoso. Questa teoria dello strato limite diede inizio ad una grande massa di ricerche sperimentali e teoriche, ed in pochi anni per merito di sperimentatori e di teorici si giunse a conoscere il *meccanismo della generazione della portanza* delle ali di lunghezza finita.

Alla fine della prima guerra mondiale Prandtl e la sua scuola avevano costruito una teoria della ala portante, la cosiddetta teoria circolatoria o vorticale della portanza, che non solo spiegava, ma permetteva di calcolare con grande approssimazione la portanza delle ali di lunghezza finita e la resistenza indotta.

Infine Prandtl e Munk hanno ricavato il valore della *resistenza indotta minima* per le ali di apertura finita, che corrisponde ad una distribuzione ellittica della portanza o della circolazione lungo l'apertura.

#### La resistenza aerodinamica.

Il primo volo dei fratelli Wright diede, come ho già detto, un grande impulso alle ricerche sperimentali sulla resistenza dell'aria.

Eiffel a Parigi, Crocco e Costanzi a Roma, Prandtl a Göttinga promossero intense ricerche sperimentali al canale del vento.

L'aerodinamica teorica, però, non aveva fatto dei progressi per la spiegazione del fenomeno della resistenza fino al 1904, quando Prandtl con la sua teoria dello strato limite permise alla matematica di risolvere, semplificandole, le equazioni generali del moto nei fluidi viscosi.

L'ipotesi dello strato limite di Prandtl non soltanto diede una spiegazione fisica dell'origine della circolazione, ma permise di comprendere meglio l'origine ed il comportamento della resistenza, e mise in evidenza la connessione esistente tra il tipo di corrente e il tipo di strato limite.

Verso il 1912, Prandtl spiegò col tipo di strato limite laminare o turbolento l'esistenza di due regimi fondamentali di flusso, che erano stati osservati sperimentalmente al canale del vento da Eiffel e da Costanzi, mentre Kármán nel

1911 riuscì a calcolare la resistenza attorno ad un cilindro dall'osservazione della scia di vortici, detta scia di Kármán, e dimostrò che la disposizione a zig-zag dei vortici della scia era l'unica che fosse stabile.

Il calcolo dell'azione aerodinamica sui corpi può farsi in due modi diversi:

— come somma, o integrale, delle componenti delle forze elementari che si trasmettono fra il fluido e la superficie del corpo;

— applicando il teorema della quantità di moto al sistema formato dal corpo che si considera e dalla massa fluida compresa in una qualsiasi superficie arbitraria che contiene anche il corpo.

Il calcolo della forza subita dal corpo richiede la conoscenza del flusso, ossia delle velocità e delle azioni normali e tangenziali in ogni punto della superficie del corpo o della superficie di controllo, rispettivamente.

Per quanto progredita sia oggi la fluidodinamica, solo in casi particolari, come quello delle forme dei dirigibili e di alcuni profili alari, è possibile una valutazione precisa delle forze.

Ma se la fluidodinamica non è ancora giunta alla previsione teorica delle forze, essa permette all'ingegnere l'esatta interpretazione dei risultati sperimentali e la comprensione delle influenze reciproche che determinano le forze stesse, e quindi gli dà la possibilità di intervenire nel progetto e nel disegno delle forme.

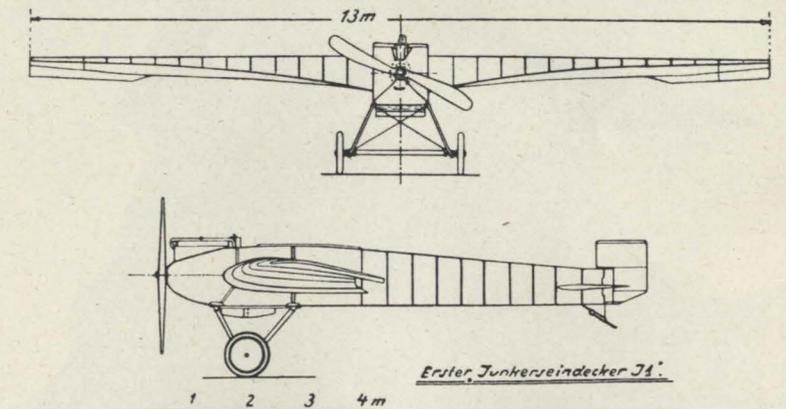
Per questa ragione, la suddivisione della resistenza nelle sue varie forme (pressione ed attrito, se riferita alle forze agenti sulla superficie del corpo, oppure indotta, di scia e d'onda, se connessa con l'energia trasmessa alla corrente) è di grande aiuto nel progetto.

Verso il 1935, gli effetti della compressibilità dell'aria sulle forze aerodinamiche incominciarono a divenire evidenti soprattutto verso le estremità delle pale delle eliche.

L'indagine teorica sull'influenza della compressibilità sulla resistenza fece nascere l'aerodinamica dei fluidi compressibili. Si deve soprattutto a von Kármán, a Prandtl ed a Ackeret il fondamento di questa scienza che è di

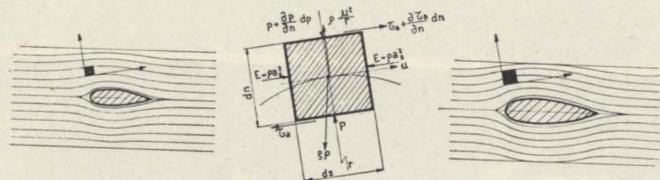
	Compressione semplice	Instabilità di Eulero	Cedimento laterale ed ingobbamento di sezioni curve	Cedimento laterale ed ingobbamento di sezioni rettilinee U L	Cedimento laterale di fogli (Sheet)
MATERIALE	$\sigma_{0,1}/\gamma$ [cm]	$E^{1/2}/\gamma$ [cm <sup>2</sup> /kg <sup>1/2</sup> ]	$E^{2/3}/\gamma$ [cm <sup>5/3</sup> /kg <sup>1/3</sup> ]	$E^{2/5}/\gamma$ [cm <sup>11/5</sup> /kg <sup>3/5</sup> ]	$E^{1/3}/\gamma$ [cm <sup>7/3</sup> /kg <sup>2/3</sup> ]
Acciaio	763000	185760	2102480	43330	16410
Durallum.	970000	298930	2821430	77500	31710
Elektron	1050000	372770	3288860	101110	42550
Aerolite	—	463000	4010000	125800	53500
Faggio laminato	—	512000	3795000	155000	69000
Spruce	—	648000	4450000	200000	94400
Balsa	—	1238460	6769220	448461	227690

Cinque tipi di cedimento, relativi a sette differenti materiali. A parità di carico di rottura e di altezza dell'elemento strutturale (dati di progetto) i valori dei rapporti della tabella sono inversamente proporzionali al peso dell'elemento stesso (cioè sono proporzionali alla sua «leggerezza»).



Junkers J 1 - Primo aeroplano metallico (acciaio). Primo volo: dicembre 1915 - b=12,95 - l=8,62 m - S=24 m<sup>2</sup> - Q=1010 kg - Vmax=170 km/h.

#### PARAMETRI INTERESSANTI LA SIMILITUDINE DELLE CORRENTI FLUIDE



$$\text{FORZA D'INERZIA: } \rho l^3 \frac{U^2}{l} \sim \rho l^3 \frac{U^2}{l} = \rho U^2 l^2$$

$$\text{FORZA D'ATTRITO: } \tau_0 l^2 \sim \mu \frac{du}{dn} l^2 = \mu \frac{U}{l} l^2 = \mu U l$$

$$\text{FORZA DI GRAVITA': } \sim \rho g l^3$$

$$\text{FORZA ELASTICA: } E l^2 \sim \rho U^2 l^2$$

$$\text{NUMERO DI REYNOLDS (1883) = } \frac{\text{INERZIA}}{\text{ATTRITO}} = \frac{\rho U^2 l^2}{\mu U l} = \frac{\rho U l}{\mu} = \frac{\rho U l}{\mu}$$

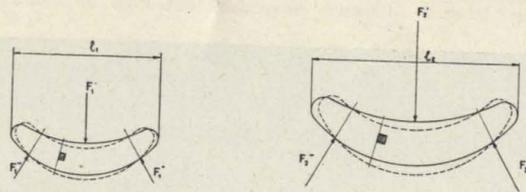
$$\text{NUMERO DI FROUDE (1870) = } \frac{\text{INERZIA}}{\text{GRAVITA'}} = \frac{\rho U^2 l^2}{\rho g l^3} = \frac{U^2}{g l} \text{ oppure } \frac{U}{\sqrt{g l}}$$

$$\text{NUMERO DI MACH (1887) = } \frac{\text{INERZIA}}{\text{ELASTICITA'}} = \frac{\rho U^2 l^2}{\rho U^2 l^2} = \frac{U^2}{a^2} \text{ oppure } \frac{U}{a}$$

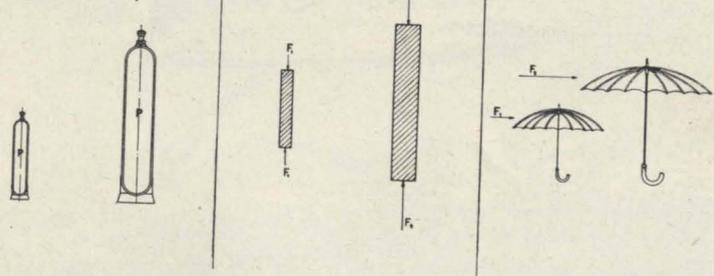
I numeri di Reynolds, di Froude e di Mach ricavati dalla condizione di similitudine dinamica di correnti fluide attorno a corpi simili geometricamente e similmente disposti.

#### LEGGE DI SIMILITUDINE STRUTTURALE

$$\frac{F}{l^3} \cdot \lambda = \frac{F_1}{l_1^3} \cdot \lambda^3 \quad \frac{\sigma_1}{\sigma_2} = 1$$



CAPACITA' [kg di gas]  $\lambda^3$   
CAPACITA' / PESO. 1



La legge di similitudine strutturale e tre esempi di applicazione sul peso di bombole, di aste composte e di ombrelli soggetti all'azione del vento, sempre simili tra di loro e costituiti dello stesso materiale.

grande attualità e che ha mostrato anche quale sconfinato campo di indagine e di progresso è aperto oggi agli studi, non solo dei velivoli ma anche dei motori, soprattutto per il moto nei condotti e nelle schiere di palette dei compressori e delle turbine.

Per renderci conto dell'influenza di questi fenomeni sulla forma e sull'architettura delle macchine, basta dare uno sguardo alle forme attuali dei velivoli supersonici, nei quali le ali hanno raggiunto spessori relativi del 4 % con piane a freccia, a delta o rettangolari, e paragonarle alle forme dei più veloci velivoli di venti anni fa.

#### Teoria di similitudine.

##### A) La similitudine nel campo aerodinamico.

La conoscenza e l'applicazione delle leggi di similitudine nella aerodinamica ha rappresentato per la scienza pura un grande e

fondamentale progresso, e per l'ingegnere progettista lo strumento di indagine più utile di cui egli ancora oggi dispone.

La configurazione della corrente di un fluido reale, ossia viscoso e compressibile o incompressibile attorno ad un corpo, è determinata dal valore di alcuni parametri che risultano dai rapporti adimensionali delle forze in gioco sul fluido in moto (forze d'attrito, forze elastiche, forze d'inerzia, ecc.).

La similitudine dinamica delle correnti (intorno a corpi geometricamente simili) permette il trasporto di un risultato particolare ad una infinità di casi.

Perché ciò avvenga, è necessario che i parametri di cui si è detto sopra abbiano lo stesso valore.

Nel caso del fluido incompressibile e viscoso, il parametro che stabilisce la similitudine dinamica delle correnti attraverso il rapporto tra le forze d'inerzia e le

forze d'attrito del fluido è il numero di Reynolds.

Nel caso in cui è predominante l'effetto delle forze elastiche del fluido, oltre naturalmente alle forze d'inerzia, il parametro determinante è invece il rapporto tra le forze d'inerzia e le forze elastiche del fluido: il numero di Mach.

Questi due parametri permettono all'ingegnere aeronautico la generalizzazione dei risultati ricavabili sui modelli nelle gallerie aerodinamiche.

Mi sia permesso ricordare qui che, analogamente, con l'introduzione del numero di Froude nell'idraulica è stato possibile dominare e generalizzare il comportamento delle correnti attorno agli scafi in superficie per quanto si riferisce alla resistenza d'onda. Infatti, com'è noto, il numero di Froude rappresenta il rapporto tra le forze d'inerzia e quelle di gravità del fluido.

I numeri di Froude, di Reynolds e di Mach hanno permesso di fondere l'idraulica e l'aerodinamica in un'unica scienza generale, che è denominata *la dinamica dei fluidi*.

##### B) La similitudine strutturale.

Un'altra legge di similitudine fisica che domina il comportamento delle strutture sotto i carichi sollecitanti è quella detta di similitudine strutturale.

L'enunciazione di questa legge si deve ad un ingegnere navale: il Prof. James Thompson — fratello di Lord Kelvin — che per primo la presentò a Glasgow nel 1875. Nella forma più generale, essa afferma che in due corpi geometricamente simili, dello stesso materiale e sollecitati similmente, in punti corrispondenti agiscono le stesse tensioni, se le grandezze delle forze sollecitanti (e quindi anche le reazioni dei vincoli) stanno come il quadrato del rapporto di similitudine.

Contrariamente a quanto avviene nelle costruzioni civili o delle macchine e in tutti gli altri campi dell'ingegneria industriale, le strutture aeronautiche non sono proporzionate e previste in base ad una tensione limite di lavoro che corrisponde ai carichi massimi prevedibili in esercizio, ma sono proporzionate e previste in ba-

se ad un carico di rottura, in corrispondenza del quale si vuole che avvenga il cedimento delle strutture.

Se si pensa che i coefficienti di sicurezza adottati nelle costruzioni ordinarie vanno da 3 a 4, mentre quelli delle strutture aeronautiche vanno da 1,5 a 2, si comprenderà quale enorme importanza abbia per l'ingegnere aeronautico la conoscenza esatta del carico al quale una struttura cede e quella dei carichi massimi ammissibili.

L'ingegnere aeronautico, infatti, deve garantire la stabilità della costruzione con un margine di sicurezza molto minore di quella di cui possono disporre gli altri suoi colleghi. È quindi essenziale il ricorso agli esperimenti al vero ed a prove di rottura su modelli in scala.

La legge di similitudine strutturale non solo consente di trasportare i risultati dal modello al vero, ma permette anche la scelta del materiale e la forma della struttura più adatte per ottenere il minimo peso, tenendo conto di quella grande varietà di modi con cui il cedimento può avvenire per i fenomeni di instabilità, non solo del complesso della struttura ma anche locale.

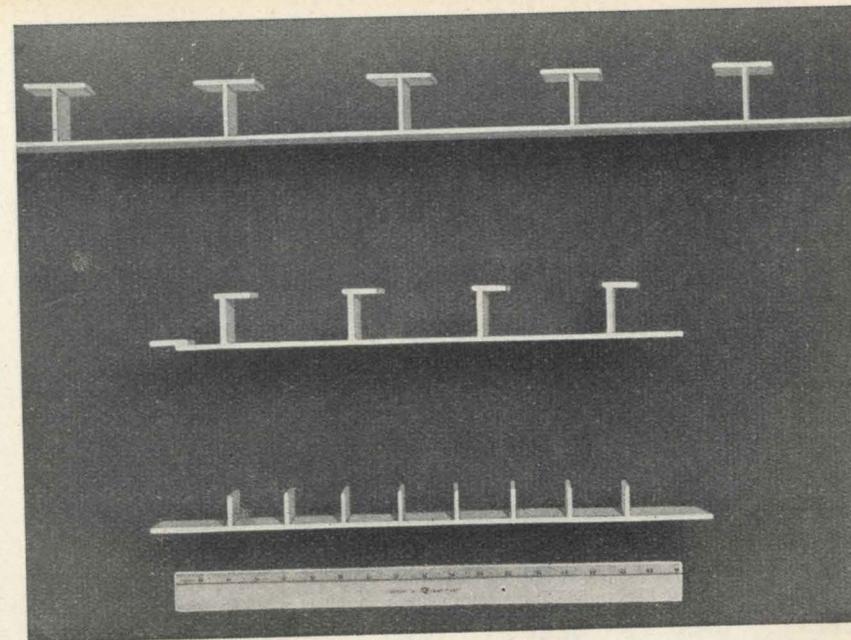
A parità di carico di rottura e di altezza dell'elemento strutturale (dati di progetto), è possibile stabilire dei rapporti fra tutte le grandezze fisiche che hanno influenza sul fenomeno di cedimento (modulo elastico  $E$ , tensione di snervamento  $\delta$  ecc. e il peso specifico  $\gamma$  del materiale impiegato), il cui valore è inversamente proporzionale al peso dell'elemento stesso.

Tali rapporti sono basati sul tipo di cedimento con cui si manifesta la rottura e sul peso specifico del materiale impiegato.

#### L'introduzione del metallo e il monoplano a sbalzo.

L'architettura predominante fino all'epoca della prima guerra mondiale è stata quella del biplano realizzato esclusivamente in legno e tela con tralicci prevalentemente metallici.

Nel 1915 Hugo Junkers (1859-1935), realizzando il primo monoplano a sbalzo interamente metallico, diede una svolta decisiva



Esempi di pannelli nervati ottenuti per estrusione.

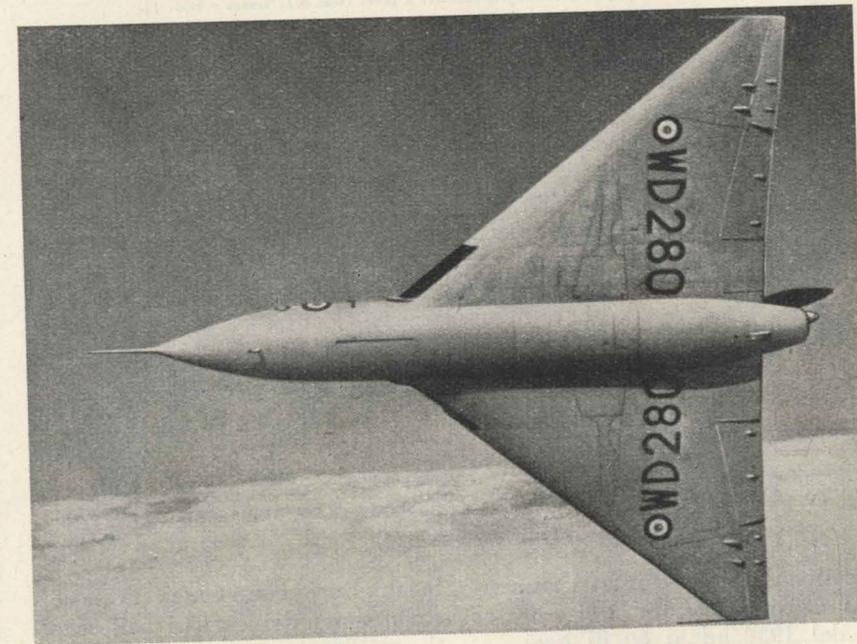
alla forma del velivolo, forma che portava ad una notevole diminuzione della sua resistenza aerodinamica.

Junkers dimostrò, infatti, dopo anni di ricerche sperimentali, che l'ala spessa a sbalzo aveva, a parità di portanza, una resistenza all'avanzamento molto minore del biplano, pur possedendo un grande spazio per installarvi corpi che darebbero resistenza all'avanzamento. Su questi concetti si basava il brevetto di Junkers del 1910.

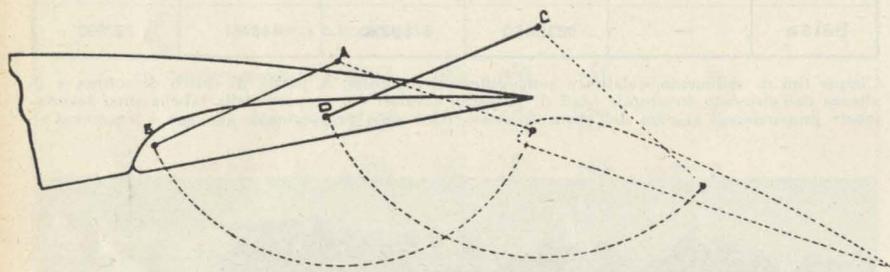
Nel 1930 il monoplano dominava indiscusso e non si sapevano più portare ragioni valide a favore del biplano; nello stesso tempo i carrelli venivano resi retrattili nelle ali con sensibile guadagno nella resistenza e nell'autonomia.

Ma è stata soprattutto l'introduzione del metallo nelle costruzioni aeronautiche che ha reso possibile la realizzazione del monoplano a sbalzo.

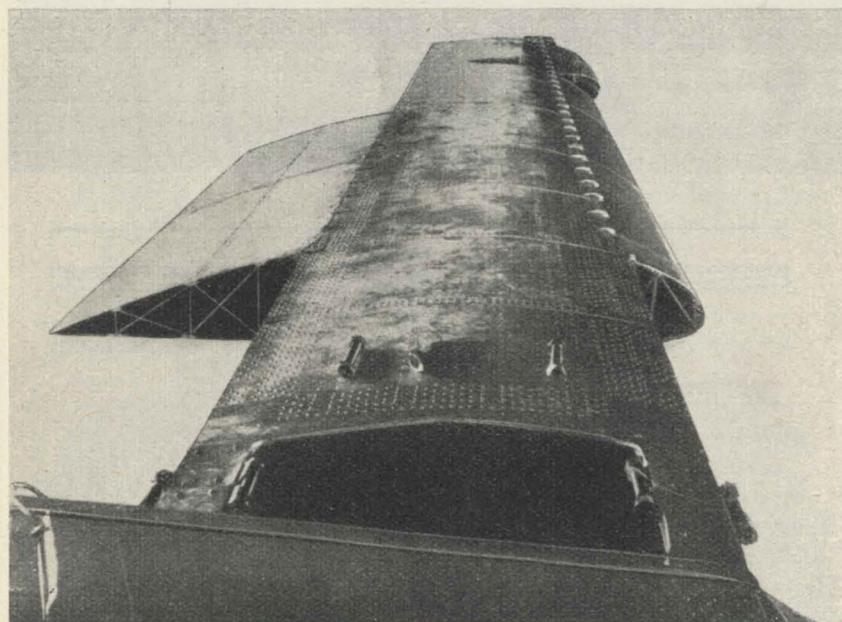
La resistenza a rottura delle le-



Velivolo con ala a delta: Avro 707.



Ipersostentatore del tipo Fowler, applicato al bordo d'uscita delle ali.

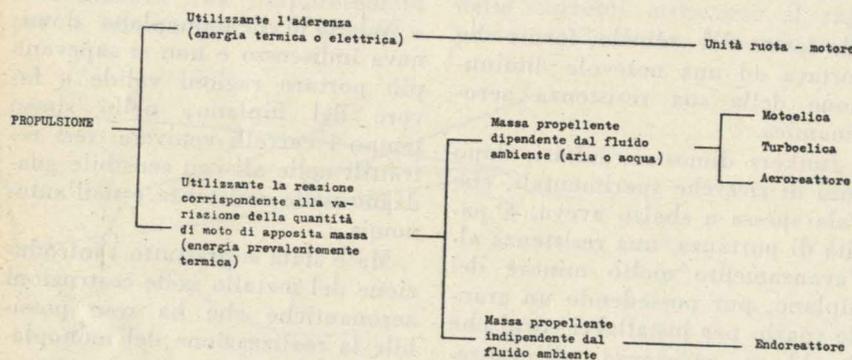


L'ala a cassone Rohrbach.



Boeing RB 52-A - Bombardiere a 8 reattori - Q=180 000 kg - S=419 m<sup>2</sup> - Potenza equivalente 129 000 cv. - Peso totale 180 000 kg; Superficie alare 419 m<sup>2</sup>; Carico alare 430 kg/m<sup>2</sup>; Carico per cavallo 1,40 kg/cv; Potenza « equivalente » installata 129 000 cv; Velocità massima 965 km/h; Autonomia 6 500 km; Quota massima 15 000 m.

**SISTEMI DI PROPULSIONE**



NOTA - Gli aeroreattori (o termoreattori) e gli endoreattori (o endogetti o razzi) costituiscono i cosiddetti reattori a getto (vedi G.A. Crocco - bibl. 7).

**RENDIMENTO DI PROPULSIONE DEI VELIVOLI A REAZIONE**

MOTOPROPULSORE	Spinta di reazione	Lavoro utile di propulsione	Lavoro speso	Rendimento di propulsione $\eta_p$
TURBOREATTORE	$M(v - v_0)$	$M(v - v_0)v$	$\frac{1}{2} M(v^2 - v_0^2)$	$\frac{2v}{v + v_0}$
RAZZO	$M \cdot v$	$M \cdot v \cdot v$	$Mv + \frac{1}{2} M(v - v_0)^2$	$\frac{2v}{v + v_0}$

M = massa di fluido espulsa nell'unità di tempo  
 S = spinta ottenuta per reazione  
 V = velocità del getto rispetto al velivolo  
 v = velocità del velivolo

ne degli ipersostentatori e dei freni, ha permesso il definitivo trionfo del monoplano che, genialmente, era stato suggerito da Hugo Junkers fin dal 1910, e che lui stesso aveva realizzato per primo nel 1915.

Per comprendere l'evoluzione strutturale delle ali, occorre tenere presente: l'entità dei carichi che le sollecitano, in relazione al loro basso spessore relativo imposto da considerazioni aerodinamiche, e le severe esigenze di rigidità, che debbono essere soddisfatte per eliminare il manifestarsi delle vibrazioni di origine aeroelastica, il cui pericolo aumenta rapidamente col crescere delle velocità. Gli elementi strutturali delle ali, come in generale quelli di tutte le altre parti del velivolo, possono essere a traliccio od a parete piena. Entrambi questi tipi di costruzione si riscontrano sia nei ponti in ferro sia nelle ordinarie strutture industriali, ma nelle costruzioni aeronautiche essi si differenziano essenzialmente per due fatti:

- per la necessità di sfruttare al massimo la resistenza del materiale sino ai limiti estremi della sua capacità;
- per lo spessore relativamente piccolo che occorre sugli elementi strutturali.

La necessità di ottenere col minimo peso strutture che soddisfino alle esigenze imposte dalla robustezza e dalla rigidità ha condotto all'adozione delle cosiddette strutture a guscio, nelle quali l'organo di forma — e cioè il fasciame esterno — contribuisce a sopportare una parte degli sforzi.

Questo tipo di struttura è simile a quelle navali, in cui il fasciame dello scafo assolve alla duplice funzione di forma e di resistenza. La stessa evoluzione si nota nei veicoli terrestri, ove la carrozzeria ed il telaio tendono a fondersi in un unico elemento: nella cosiddetta carrozzeria portante.

Nell'ala moderna, al rivestimento è stata affidata un'importante funzione di forza: i longaroni alari sono stati ridotti al minimo ed i carichi vengono sopportati dal rivestimento opportunamente irrigidito.

In tal modo dal cassone bilongarone di Rohrbach ci si sta avvi-

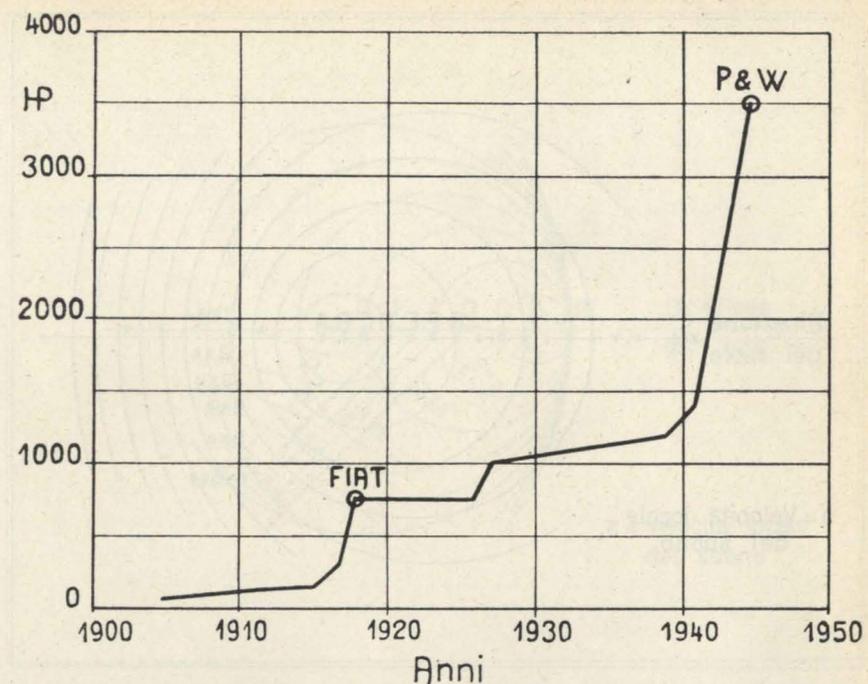
cinando al guscio integrale. Il fasciame, cioè, che riceve direttamente le azioni aerodinamiche e le sopporta agendo come piastra o membrana, sopporta anche le tensioni indotte in esso dal carico complessivo, che deriva sia dalle azioni aerodinamiche che da quelle d'inerzia e del peso proprio, nonché dalle azioni concentrate trasmesse dai carrelli, dagli scafi, dai motori, ecc.

Non possiamo passare sotto silenzio un coraggioso tentativo che da parte di alcuni costruttori inglesi e, nel campo sperimentale, anche negli Stati Uniti ed in Svezia, si è concretato con la cosiddetta ala a delta, la quale vorrebbe ad un tempo risolvere, in un conveniente compromesso, questo complesso di problemi aerodinamici, statici, tecnologici, di abitabilità, di costo e di peso per i velivoli transonici.

Va notato in modo particolare come con le ali a delta si ottenga anche il vantaggio di avere una freccia pronunciata, per allontanare, spostandolo verso velocità più elevate, il manifestarsi delle onde d'urto locali, e di ridurre la resistenza aerodinamica rendendo le ali percentualmente molto sottili in conseguenza della loro profondità, pur conservando una grande e comoda abitabilità.

Non è possibile oggi dire se la forma in pianta triangolare delle ali a delta sia la più appropriata per risolvere i problemi che si presentano alle velocità transoniche: ciò è tanto vero che, per risolvere lo stesso tema e raggiungere gli stessi scopi, i costruttori statunitensi ed Inglesi hanno contemporaneamente seguito vie diverse: alcuni sostengono l'ala a freccia, altri hanno presentato la cosiddetta ala falcata, detta anche a mezzaluna. Queste tre tendenze comportano di riflesso differenti soluzioni nelle installazioni delle potenti unità motrici a getto, accentuando così ancor più la differenza dell'architettura dei velivoli e portando con ciò, nelle discussioni, ulteriori elementi a favore ed a sfavore dell'una o dell'altra soluzione.

Questa competizione di grande interesse dimostra quanto arduo sia il poter fare delle previsioni,



Sviluppo della potenza dei motori alternativi per aeronautica.



Heinkel 178 - Il primo aeroplano a getto del mondo. Primo volo: 24 agosto 1939.

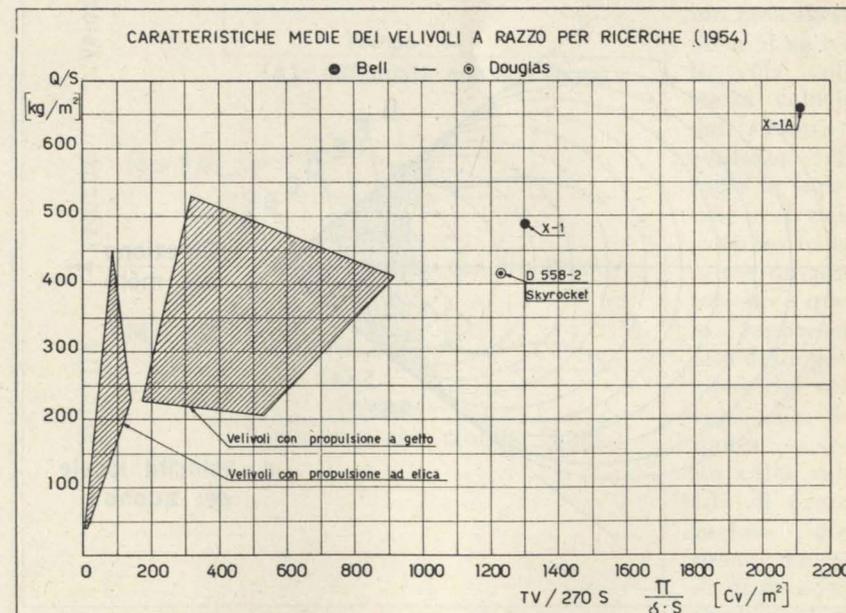
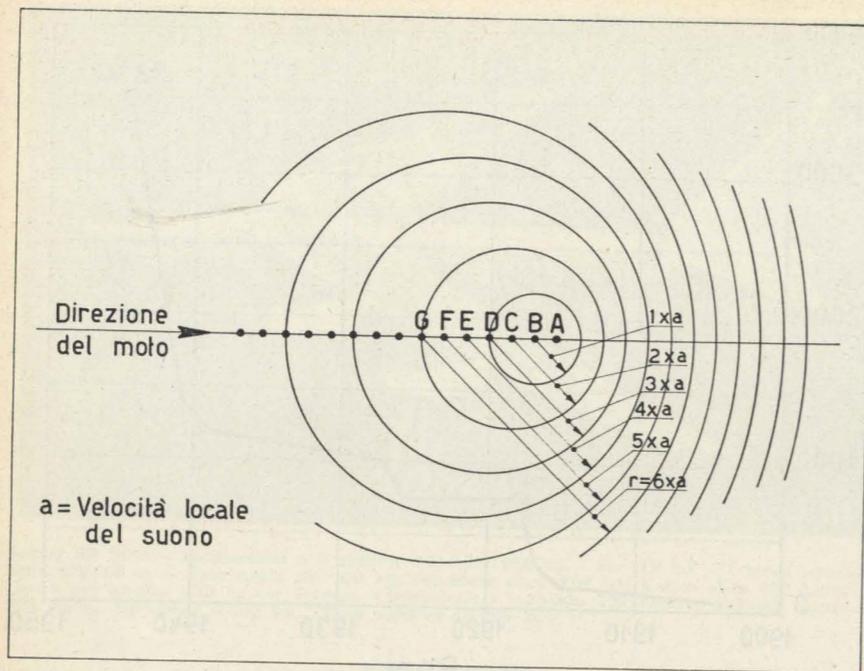


Grafico dei valori del carico alare in funzione della potenza superficiale nei velivoli finora realizzati.

ghe di alluminio è infatti aumentata dagli 8 kg/mm<sup>2</sup> del 1900 ai 42 del 1930 ed ai 60 di oggi.

Questo fatto, in connessione con

la migliore conoscenza della distribuzione dei carichi sollecitanti, coll'impiego degli alti carichi alari resi possibili dall'introduzio-



Posizione delle onde sonore emesse da una sorgente di rumore muoventesi a  $M=0,5$  all'istante in cui la sorgente si trova nelle posizioni A, B, C... ecc. intervallate di un secondo.

e quanto difficile sia il problema in gioco.

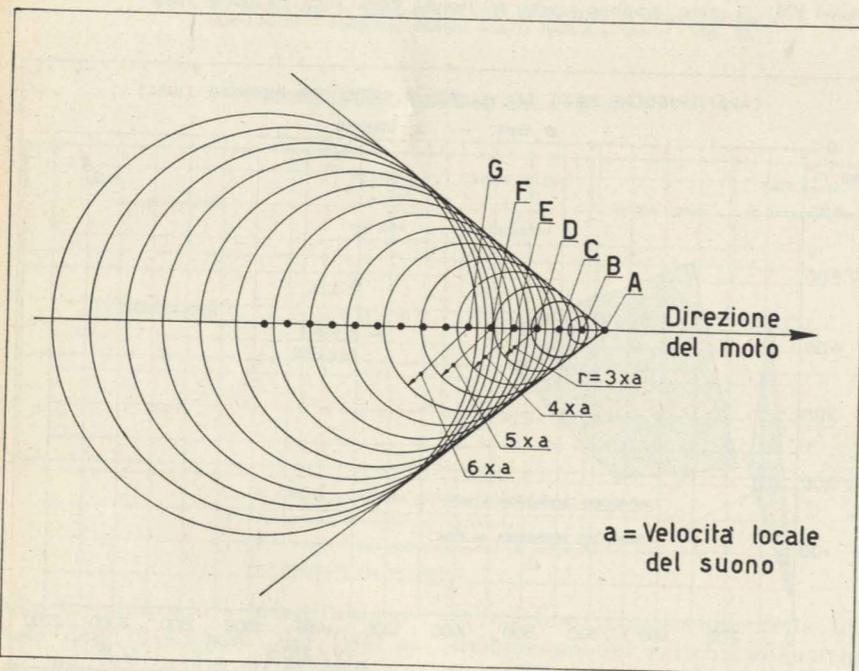
L'attenzione dei tecnici è rivolta anche al problema del volo supersonico a velocità superiore al numero di Mach 1,5.

Al di sopra di tale velocità sembra parere concorde negli aerodinamici che l'ala ritornerà ad essere diritta, ma dovrà avere uno spessore relativo terribilmente piccolo:  $3 \div 4 \%$ .

#### La motopropulsione.

Il motopropulsore dei velivoli che ha dominato nel primo quarantennio dell'aviazione è stato il gruppo motore-elica (detto motoeolica), oggi in gran parte sostituito dalle turboeliche, dai turboreattori e dai razzi.

La propulsione aerea avviene per effetto di reazione e questo è il caso di qualsiasi forma propul-



Posizione delle onde sonore emesse da una sorgente di rumore muoventesi ad  $M=2,0$  nell'istante in cui la sorgente è nelle posizioni A, B, C, D, E, ecc. intervallate di un secondo.

siva, compresa quella animale e della ruota motrice.

Malgrado ciò, si usa dare il nome di propulsione a reazione alla propulsione che utilizza, con immissioni di energia calorifica, la variazione della quantità di moto nell'unità di tempo di un'apposita massa, che può essere l'aria esterna nei turbogetti e autoretattori, o il propellente nel razzo. È noto che il rendimento della propulsione è definito come il rapporto tra il lavoro fatto dalla spinta propulsiva e l'energia spesa in un dato tempo per creare e mantenere la forza propulsiva.

È quindi chiaro che per le eliche ed i propulsori a getto l'espressione del rendimento deve essere funzione della massa interessata nell'unità di tempo per creare la spinta, della variazione di velocità impressa a detta massa nella stessa unità di tempo, e della velocità del velivolo.

La motoelica, che aveva dominato il campo delle applicazioni sino alla velocità dell'ordine dei 750 km/h raggiunti all'inizio della 2ª guerra mondiale, ha ceduto il passo, per le velocità più elevate, al turbogetto.

L'introduzione di questo genere di propulsione non ha avuto solo l'effetto di migliorare i rendimenti propulsivi alle alte velocità, ma ha altresì permesso di raggiungere potenze nelle unità motrici singole dell'ordine di decine di migliaia di cavalli.

Il primo velivolo che ha volato munito di turboreattore si deve ad Ernesto Heinkel nell'agosto del 1939. In Italia, nel 1940, De Bernardi compì un magnifico volo da Milano a Roma con il velivolo Caproni-Campini, nel quale, però, la propulsione a getto non era realizzata con una turbina ma con una combinazione di motore e ventilatore. Successivamente, gli inglesi volarono nel 1941 col motore a getto.

Nei velivoli sperimentali a razzo si sono raggiunte potenze momentanee su un solo motore di 30.000 cv.

Si pensi che il motore dei Wright aveva una potenza di 12 cv e il suo peso era di 30 kg, senza tener conto degli accessori.

I turbogetti installati nei moderni velivoli da caccia hanno un va-

lore di tale rapporto che equivale ad un peso di 100 grammi per cv, ossia il rapporto peso-potenza si è ridotto ad  $1/30$ . Valori ancor più sbalorditivi si avrebbero se si considerassero i motori a razzo dei velivoli sperimentali supersonici.

#### Il bum sonico.

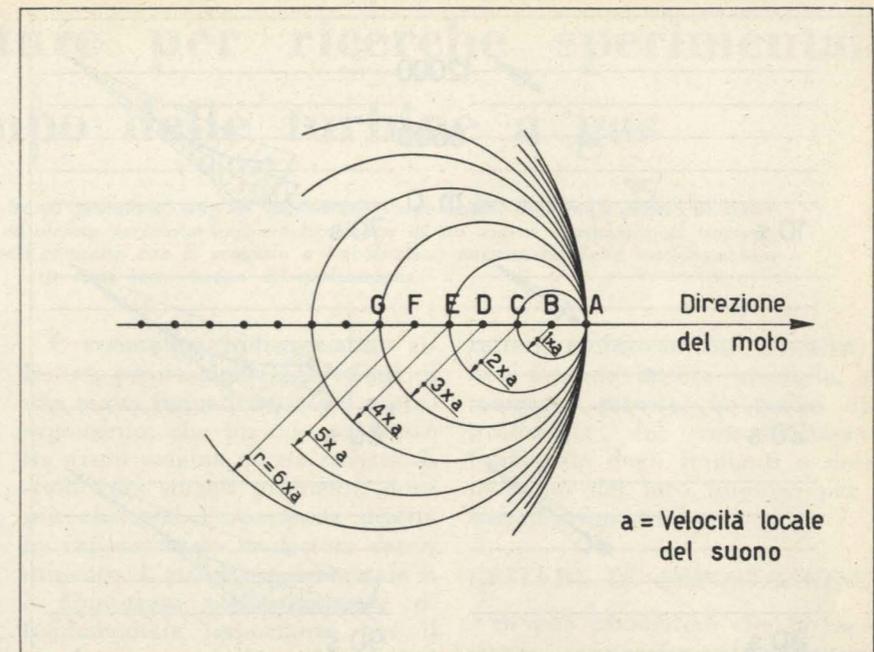
Prima di chiudere, desidero darvi una spiegazione di quel caratteristico rimbombo noto sotto il nome di « bum sonico », che ha destato stupore e curiosità nel pubblico.

Il « bum sonico » è uno degli effetti più spettacolari del raggiungimento della velocità del suono da parte dei velivoli. Sulla sua spiegazione esistono diverse teorie.

Tenterò di darvi una spiegazione che a me sembra fra le più convincenti e che ho appreso dall'aerodinamico inglese J. W. Fozard. Il « bum sonico » si verifica tutte le volte che un velivolo raggiunge la velocità del suono locale nell'aria. Cioè, esso non permane quando un velivolo ha oltrepassato tale velocità, ma si manifesta solo nel passaggio in senso crescente o decrescente. Ora, quale ne è la spiegazione fisica? È chiaro che, se un velivolo si sposta ad una velocità inferiore a quella del suono, il disturbo che esso produce nell'aria (per effetto del suo spostamento e anche per effetto delle fonti del rumore che esso porta con sé, come il motore e le eliche), consiste in una variazione di pressione che si trasmette con una velocità che è quella del suono.

La velocità del suono nell'aria dipende dalla temperatura e quindi dalla quota di volo. Un velivolo che percorre una traiettoria rettilinea produce delle variazioni di pressione che, se esso ha una velocità inferiore a quella del suono, lo precedono, cioè la propagazione delle onde di pressione invade tutto il campo avanti ad esso. Quando il velivolo è in A, i disturbi prodotti quando si trovava nelle posizioni precedenti che vanno da B, C, D... G, sono rappresentati da tanti cerchi che corrispondono ad altrettante superficie sferiche nello spazio.

Vediamo un po' cosa succede se il velivolo possiede una velocità



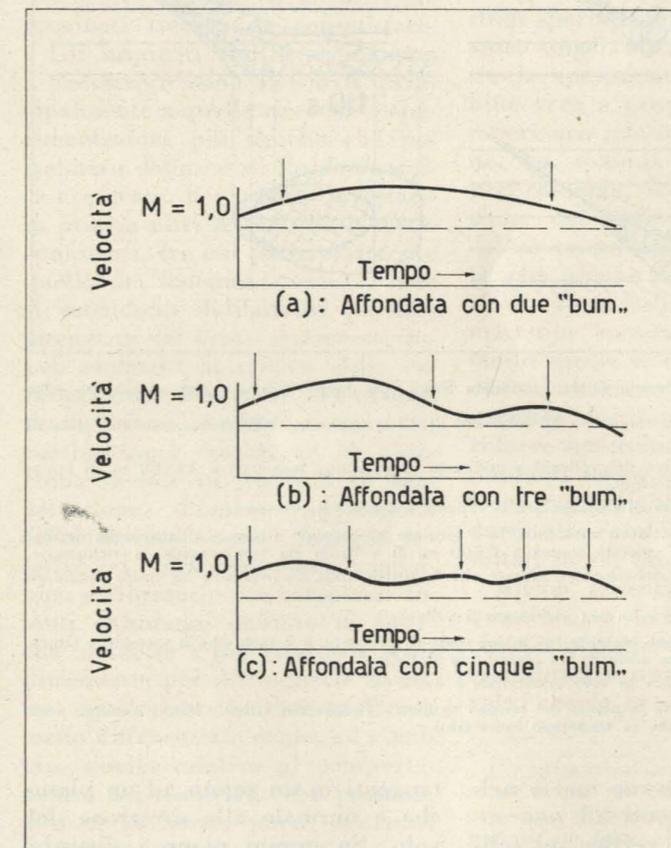
Posizione delle onde sonore emesse da una sorgente di rumore muoventesi a  $M=1,0$  nell'istante in cui la sorgente è nelle posizioni A, B, C, D, E, ecc. intervallate di un secondo.

superiore a quella del suono, per esempio doppia. Anche qui il velivolo va considerato come una fonte di variazioni di pressione nell'aria.

Come nella figura precedente,

ogni cerchio vuole indicare la superficie sferica raggiunta dalla variazione di pressione in successivi istanti. Come si vede, il disturbo raggiunge una zona che è posteriore al velivolo e che è compresa

in un cono che ha il vertice sul velivolo stesso. Esiste, cioè, una zona di silenzio: davanti al velivolo non c'è rumore. Vediamo cosa succede se il velivolo vola colla stessa velocità del suono: è evidente che tutte le superficie sferiche avranno in comune un punto, che è quello rappresentato dalla posizione del velivolo, che, per ipotesi, si sposta colla velocità di propagazione del suono. Le onde di pressione che abbiamo visto in un ca-



Possibili storie tempo-velocità in picchiate.

# Nuove attrezzature per ricerche sperimentali nel campo delle turbine a gas

CARLO MARTINI, dopo una breve premessa, atta ad inquadrare l'argomento, descrive i criteri di impostazione, gli schemi funzionali ed alcune particolarità di realizzazione di un nuovo complesso di impianti destinati alle ricerche sperimentali connesse con il progetto e l'evoluzione costruttiva delle turbomacchine in ogni loro campo di applicazione.

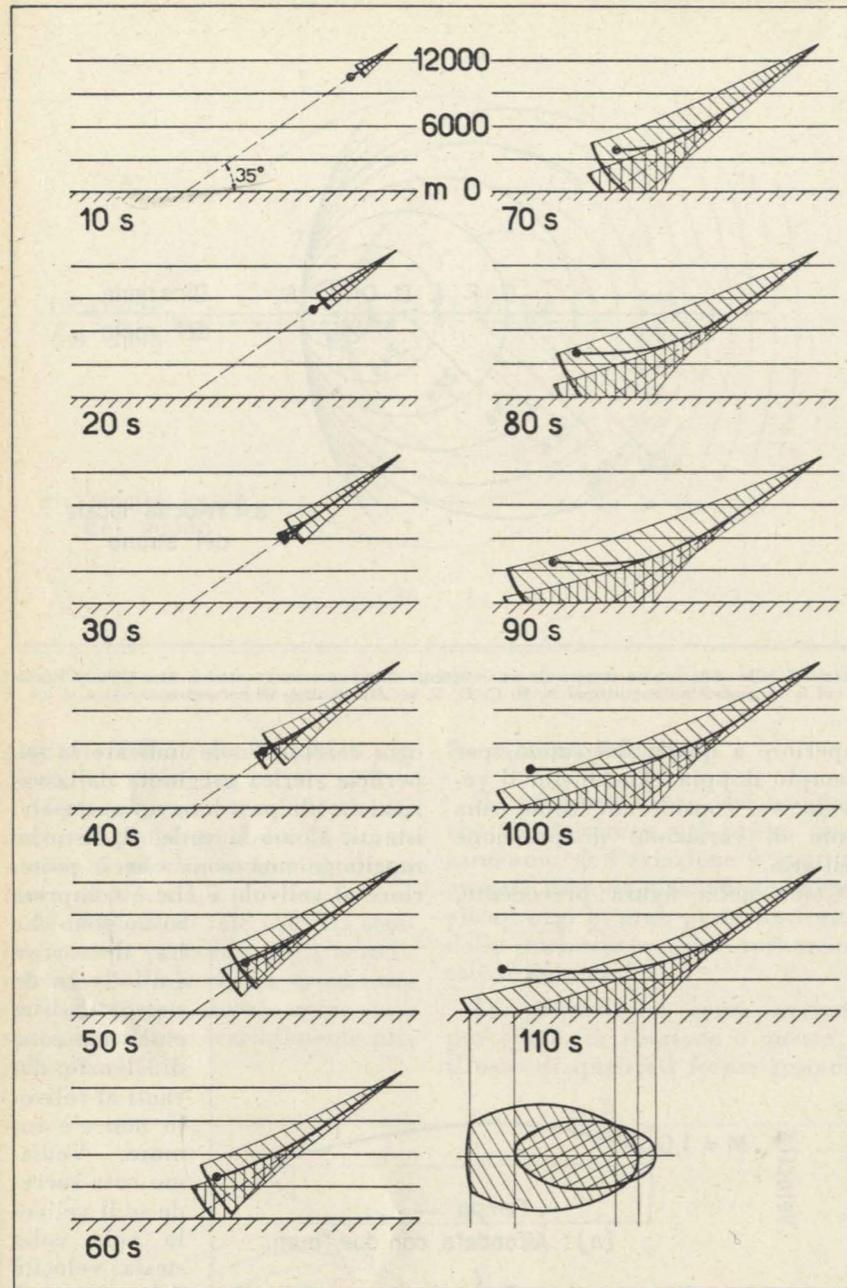


Grafico in funzione del tempo di una picchiata tipica con doppio « bum » con andamento delle onde di pressione. Le figure rappresentano il fenomeno ad intervalli di 10 s, a partire dalla formazione dell'onda di pressione.

- 10 s: posizione relativa del velivolo e dell'onda di pressione formatasi a 12 000 m. Il punto nero rappresenta il velivolo.
- 20 s: notare l'aumento di distanza tra il velivolo e l'onda di pressione.
- 30 s: il velivolo è di nuovo subsonico. Si è formato un secondo « bum » all'atto della decelerazione attraverso la velocità sonica a 7 500 m. Il velivolo sta cominciando la richiamata.
- 40 s: il velivolo sta richiamando. Notare che la prima onda di pressione ha quasi raggiunto il velivolo.
- 50 s: il primo « bum » ha ora sorpassato il velivolo.
- 60 s: notare la distanza costante tra le due onde di pressione e il fatto che il secondo « bum » sarà il primo ad essere udito da un osservatore al suolo.
- 100 s: il velivolo è ora in volo orizzontale a 3 600 m.

L'ultima figura rappresenta la pianta del terreno ricoperto. Notare che i due « bum » saranno uditi solamente nell'area comune (a tratteggio incrociato).

so non si incontravano mai e nell'altro erano tangenti ad una superficie conica col vertice sul velivolo; nel caso attuale sono tutte

tangenti in un punto ad un piano che è normale alla direzione del volo. Su questo piano i disturbi che si sono verificati in prece-

denza si vanno sommando ed aumenteranno d'intensità tanto più quanto maggiore sarà la permanenza del velivolo alla velocità del suono. Questi disturbi dovrebbero rendere impossibile al velivolo il volo alla velocità del suono, perché l'accumularsi di pressioni non può che portare alla disintegrazione del velivolo stesso. In ogni caso durante qualsiasi passaggio anche brevissimo, l'accumularsi e l'integrarsi delle pressioni costituisce quello che si chiama il « muro del suono », cioè un gradiente notevole di pressione. Qui interviene l'ipotesi del sig. J. W. Fozard. Egli pensa che questo accumularsi di pressioni non sia tanto originato dalla compressione elastica dell'aria operata dal velivolo direttamente, quanto dalla immensa fonte di rumore che è costituita dal motore. Il motore è una fonte di rumori di grande potenza e crea un gradiente di pressione che si propaga, come nel caso della esplosione di una bomba.

Si può, quindi, dedurre che tutte le volte che un velivolo supera la velocità del suono e poi rallenta, dà origine a due onde di pressione. Se esso passa diverse volte attraverso alla velocità del suono nel suo moto orizzontale o inclinato, ogni volta che l'attraversa in su o in giù crea due onde che si propagano con la velocità del suono nell'aria.

Diamo un'occhiata alla figura. Il velivolo punta su un obiettivo a terra e ad un certo istante passa per la velocità del suono e crea un'onda. Dopo ciò, accelera ancora e perciò precede la superficie raggiunta da detta onda di pressione: esso è infatti più veloce della velocità del suono. Il velivolo poi riduce la velocità e ripassa per la velocità del suono, creando un'altra onda di pressione che si propaga colla stessa velocità della prima, ma che si è prodotta più avanti perché il velivolo si è spostato con una velocità maggiore del suono, e quindi a terra giunge prima l'onda che si è formata dopo e successivamente l'onda che si è formata prima. È per questo che si intendono sempre, per ogni passaggio, i due rimbombi: per primo si ode quello che si è formato dopo. Giuseppe Gabrielli

La decisione della FIAT di realizzare un complesso di nuove attrezzature con cui affrontare più estesamente e organicamente le ricerche sperimentali nel campo delle turbine a gas era a suo tempo gradatamente maturata di fronte alle previsioni di sviluppo produttivo di questo moderno tipo di macchine, le cui possibilità di applicazione vanno in effetti rapidamente estendendosi dalla propulsione aeronautica alla trazione terrestre, alla produzione di energia elettrica o alla propulsione marina.

Esorbiterebbe dal nostro scopo e ci porterebbe oltre i limiti prefissati una illustrazione delle caratteristiche funzionali della turbina a gas in tutte le sue possibili varianti o anche una semplice discussione sui vantaggi, presenti o futuri, da essa offerti per ogni singolo campo di applicazione. Basterà ricordare che tali vantaggi, molto variabili da un impiego all'altro e da un tipo all'altro di macchina, se in alcuni casi non bilanciano ancora completamente i corrispondenti svantaggi o le incognite residue, in qualche altro si sono invece già dimostrati così decisivi da determinare un vero e proprio rivoluzionamento tecnico.

Vogliamo alludere con quest'ultimo cenno al campo della propulsione aerea, il primo conquistato in ordine di tempo, dove le doti di semplicità costruttiva e di minimo peso e ingombro offerte da quella particolare versione che va sotto il nome di turboreattore, accoppiate alla possibilità di rendimenti propulsivi crescenti con la velocità di traslazione, hanno consentito in una decina d'anni di decuplicare le potenze propulsive installabili, superando con gli apparecchi più adatti il traguardo della velocità sonora.

È comunque indispensabile rilevare, precisamente agli effetti di una esatta inquadratura del nostro argomento, che un tale progresso ha avuto origine da un'attività di studio dei singoli problemi, dove più che mai l'esperienza diretta ha rappresentato un fattore determinante. L'attività sperimentale si è dimostrata particolarmente di fondamentale importanza per il raggiungimento di quei massimi rendimenti di ogni singolo gruppo che condizionano veramente l'affermazione di queste macchine ed è da prevedere che altrettanto indispensabile essa si mantenga per il progresso futuro; ciò naturalmente non solo nel campo dei maggiori successi, quello aeronautico, ma anche, ed in certo senso a maggior ragione, negli altri già nominati tuttora da conquistare.

Gli impianti che ci accingiamo a descrivere sono destinati principalmente a quelle ricerche o sperimentazioni più tipiche che potrebbero definirsi di fluidodinamica applicata, per quanto investano in pratica altri settori più o meno confinanti, fra cui particolarmente quello dei fenomeni termici. Esse si estendono dall'analisi particolareggiata del flusso attraverso singoli elementi al rilievo delle caratteristiche funzionali dei gruppi (compressori, turbine, camere di combustione) costituenti la macchina in fase di studio o di progettazione. Possono aggiungersi all'occorrenza speciali indagini relative al comportamento meccanico e vibratorio dei complessi rotanti. Abbiamo definito le ricerche suddette « più tipiche » semplicemente per distinguerle da altre ugualmente fondamentali ma meno differenziate come, ad esempio, quelle relative al comportamento dei materiali, che possono, almeno in buona parte, svolgersi in sedi meno specifiche.

L'esposizione che segue ha ca-

rattere esclusivamente descrittivo non essendo ancora possibile, al momento attuale, un'analisi approfondita del comportamento funzionale degli impianti o delle modalità del loro impiego per i singoli scopi prefissati.

## CRITERI DI IMPOSTAZIONE

Si può premettere che le esperienze sommariamente illustrate possono così suddividersi agli effetti dei mezzi occorrenti per la loro esecuzione:

— Esperienze richiedenti la disponibilità di aria compressa con portate e pressioni varie.

— Esperienze richiedenti una sorgente di potenza motrice.

Nella prima categoria possono comprendersi sia i più svariati studi sperimentali del flusso attraverso singoli elementi o complessi, sia la sperimentazione delle turbine vere e proprie, sia infine le esperienze relative alla combustione. La seconda riguarda invece, praticamente, solo la sperimentazione dei compressori.

Può essere ancora utile ricordare che alcune fondamentali relazioni offerte dalla teoria di queste macchine consentono di condurre molto spesso le esperienze in condizioni alterate rispetto a quelle di normale funzionamento, così da ridurre sensibilmente l'entità degli impianti necessari: le stesse relazioni permettono, cioè, di ricondurre alle condizioni normali i risultati in tal modo ottenuti (1).

Anche tenendo conto però di quest'ultima facilitazione, i macchinari occorrenti acquistano inevitabilmente una mole considerevole, specie se essi vengono pro-

(1) In particolare, i compressori possono essere sperimentati riducendo la pressione di aspirazione e con essa la portata in peso: le turbine mediante funzionamento a più bassi regimi di pressione e di temperatura.

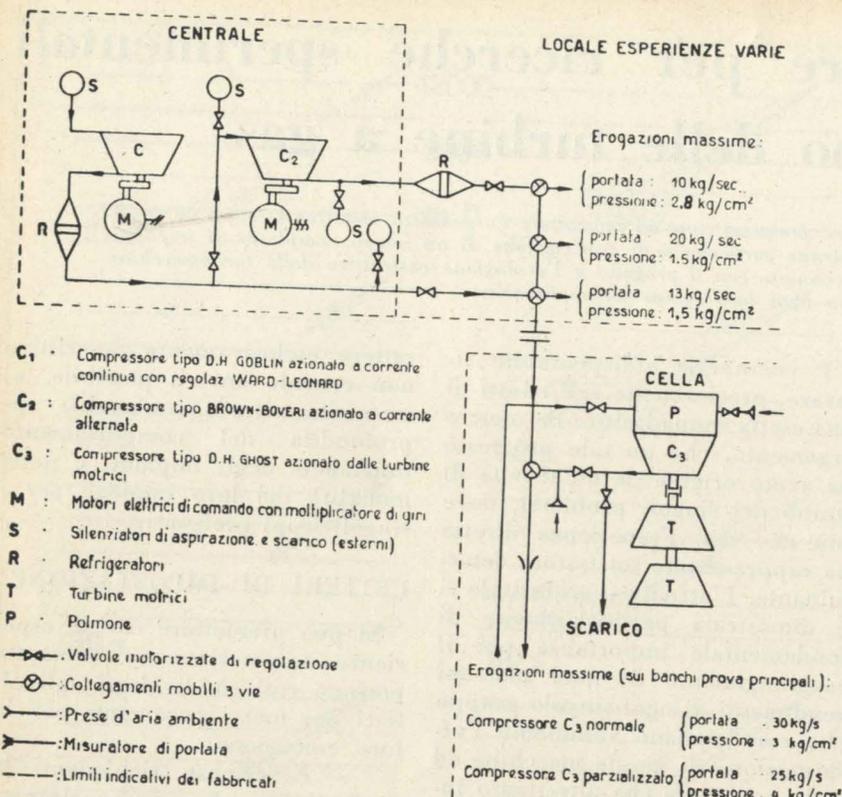


Fig. 1.

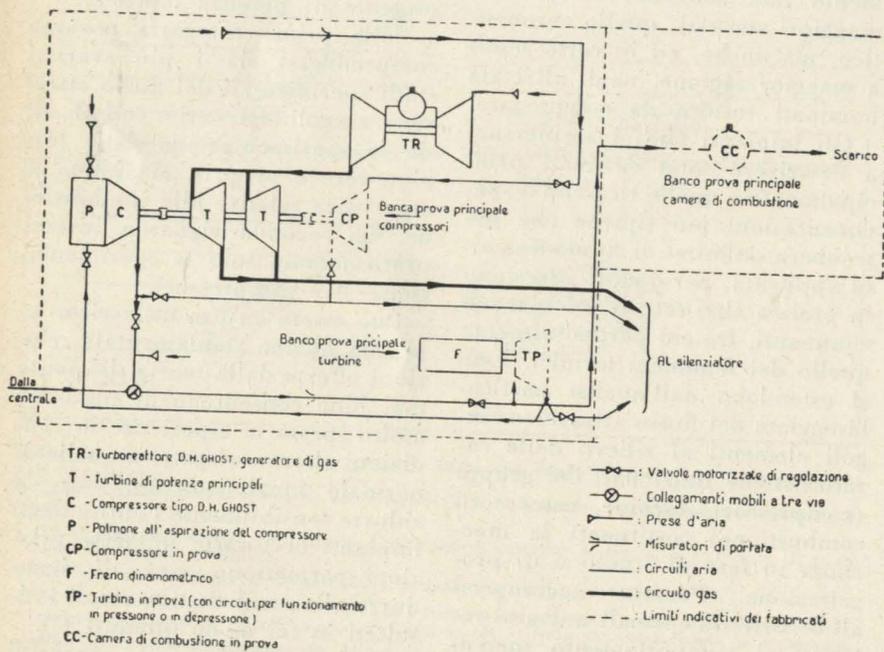


Fig. 2.

porzionati in vista di rapidi progressi e, conseguentemente, di rapidi aumenti delle dimensioni e delle prestazioni delle macchine in studio.

Su queste basi e su altre di varia natura fu inizialmente vagliata l'alternativa di dare corso all'im-

postazione di un insieme completo di impianti totalmente nuovi, oppure di realizzare in un primo tempo una più rapida soluzione di compromesso utilizzando sistemazioni e macchinari parzialmente esistenti. Con il criterio dominante della rapidità fu infine con-

siderata una particolare possibilità in quest'ultimo senso, ossia l'impiego di macchinari disponibili di provenienza aeronautica e l'utilizzazione di alcune attrezzature già adibite alle prove dei turboreattori.

Solo in questo modo si sarebbe potuto infatti ottenere un primo complesso di mezzi con cui far fronte alle più immediate necessità entro termini di tempo con esse compatibili, potendosi inoltre contare sugli ulteriori vantaggi propri di un procedimento graduale, fra i quali soprattutto l'acquisizione di un preciso insieme di esperienze pratiche agli effetti di ulteriori sviluppi futuri.

Questi vantaggi determinanti resero tollerabili varie deficienze o difficoltà proprie della soluzione scelta, come ad esempio il basso rendimento del macchinario principale, la concentrazione degli impianti entro limiti obbligati di spazio e di struttura dei fabbricati, la scarsa molteplicità dei servizi fondamentali, ecc.

Il primo scopo prefisso, quello della rapidità di realizzazione, può comunque dirsi oggi raggiunto in modo soddisfacente, tenuto conto che tutti i lavori inerenti agli impianti principali, dai primi progetti alla sistemazione nei locali appositamente adattati, hanno potuto essere portati a termine in poco più di un anno.

#### COSTITUZIONE SCHEMATICA DEGLI IMPIANTI

La soluzione adottata utilizza, come già accennato, una parte dei fabbricati ed alcune installazioni di un preesistente complesso di impianti in certo senso analoghi: più precisamente quelli che, sotto la denominazione « Officine del Sangone », raccolgono tuttora i locali e le attrezzature occorrenti principalmente per le prove dei turboreattori d'aviazione e sono a loro volta in corso di sviluppo e parziale rinnovamento. Circa l'adozione di macchinario ricavato da unità motrici di impiego aeronautico, va precisato che si tratta in pratica di turboreattori Fiat-De Havilland tipo Ghost e Goblin variamente adattati o utilizzati solo in alcune loro parti essenziali.

Lo schema prescelto ha compreso anzitutto:

— Il potenziamento di una preesistente « Centrale » di compressione d'aria con l'installazione di una nuova unità e precisamente di un compressore tipo D. H. Goblin azionato elettricamente.

— La trasformazione di una preesistente « Cella » di prova reattori, per la sistemazione delle macchine motrici descritte più avanti, di un terzo compressore di maggiori dimensioni, tipo D. H. Ghost, comandabile dalle stesse macchine e dei banchi principali per sperimentazione di turbine e compressori.

— La costruzione di un nuovo locale adiacente alla « Cella » predetta per la realizzazione di un banco principale per sperimentazione di camere di combustione.

Gli impianti principali possono considerarsi così costituiti:

#### Complesso dei mezzi per la produzione di aria compressa.

La disposizione dei compressori e dei relativi circuiti è schematicamente rappresentata nella fig. 1.

I due compressori della « Centrale », un Brown Boveri preesistente ed il D. H. Goblin di nuova sistemazione, ambedue azionati elettricamente, sono in grado di fornire le seguenti portate e pressioni massime con le velocità di rotazione e le potenze a fianco indicate:

	Portata (kg/s)	Pressione (kg/cm <sup>2</sup> ass.)	Giri/l	HP
— Singolarmente:				
Compressore Brown Boveri	7	1.9	5900	700
Compressore D. H. Goblin	13	1.5	5350	750
— Complessivamente:				
Funzionamento in serie	10	2.8	id. c. s.	1750
Funzionamento in parallelo	20	1.5	»	1450

Essi possono alimentare utilizzazioni diverse in un locale fiancheggiante la « Centrale » stessa, oppure presso i banchi principali di sperimentazione per turbine e per camere di combustione.

Per le prove richiedenti portate e pressioni superiori ai massimi valori forniti dalla « Centrale », può essere impiegato il compres-

sore installato nella « Cella » stessa, il D. H. Ghost, che, azionato dalle turbine motrici, dovrebbe fornire, in condizioni normali o con opportuna parzializzazione, le prestazioni massime seguenti (previste):

	Portata (kg/s)	Pressione (kg/cm <sup>2</sup> ass.)	Giri/l	HP
— Compressore Ghost normale	30	3	8200	5300
— Compressore Ghost parzializzato (soluzione di ricambio alla precedente)	25	4	9500	5500

Senza addentrarci in un esame approfondito delle possibilità offerte dai mezzi elencati, ci limiteremo ad osservare che esse dovrebbero coprire sufficientemente il campo di sperimentazione delle macchine prevedibili in un prossimo futuro, sia pure nell'ipotesi, del resto generalmente ammessa, di condurre le esperienze secondo le già accennate modalità.

#### Macchine motrici.

Il complesso delle macchine motrici per il banco prova principale compressori o per l'azionamento del compressore D. H. Ghost di impianto, corrisponde allo schema di fig. 2 e comprende:

- Un turboreattore D. H. Ghost funzionante da generatore di gas.
- Un gruppo di due turbine

Le due turbine principali dovrebbero essere in grado di fornire una potenza massima compresa fra 5000 e 5500 HP ad una velocità di rotazione intorno a 9500 giri/l', nell'ipotesi che le perdite fra l'uscita dal generatore e lo scarico all'atmosfera, molto difficilmente valutabili a priori, possano essere comunque ragionevolmente contenute. La potenza massima disponibile a giri inferiori decresce secondo la legge dei rendimenti in modo tale da potersi ritenere, ad esempio, dimezzata ad una velocità di rotazione poco superiore ai 3000 giri.

A questa fonte di potenza, come già accennato, dovrebbe poter aggiungersi, occorrendo, quella sviluppabile dalla turbina di ricu-

che compressore da sperimentare siano tali da rendere insufficiente il diagramma delle potenze ottenibili dalle due turbine precedenti: essa potrebbe essere alimentata in tal caso dallo stesso compressore in esperimento, all'occorren-

za anche mediante interposizione di opportuni combustori.

Le turbine motrici, principali e di recupero, sono costituite, per quanto riguarda le loro parti essenziali (girante, distributore, eccetera), da altrettanti elementi tipo D. H. Ghost inseriti in nuovi complessi espressamente progettati. Si può ancora notare, a questo proposito, che il motivo delle due turbine in parallelo sullo scarico del reattore — fornito di una sola turbina con identica palettatura — va ricercato nelle diverse condizioni termodinamiche del gas, il quale subisce infatti una prima espansione nella turbina del reattore-generatore giungendo quindi alle turbine motrici con un aumento di volume specifico tale da richiedere precisamente una sezione pressoché doppia per espandersi ulteriormente attraverso queste ultime.

Le due turbine principali dovrebbero essere in grado di fornire una potenza massima compresa fra 5000 e 5500 HP ad una velocità di rotazione intorno a 9500 giri/l', nell'ipotesi che le perdite fra l'uscita dal generatore e lo scarico all'atmosfera, molto difficilmente valutabili a priori, possano essere comunque ragionevolmente contenute. La potenza massima disponibile a giri inferiori decresce secondo la legge dei rendimenti in modo tale da potersi ritenere, ad esempio, dimezzata ad una velocità di rotazione poco superiore ai 3000 giri.

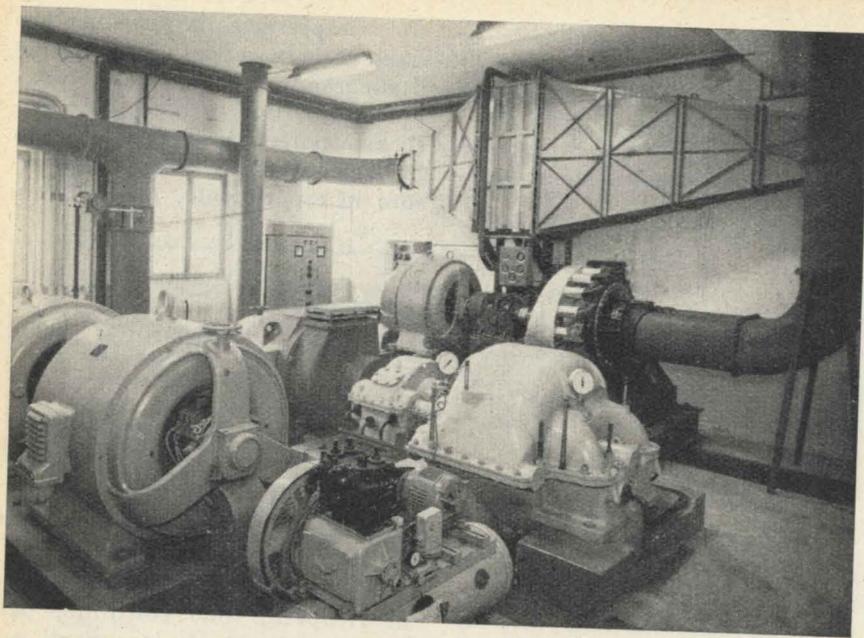


Fig. 3.

« Centrale » di compressione aria.

La disposizione del macchinario, dei circuiti, degli organi di regolazione, dei refrigeranti intermedi, ecc. corrisponde al già citato schema (fig. 1) ed è parzialmente visibile sulla fig. 3.

La regolazione della portata e della pressione dell'aria è ottenuta, per ciascuna condizione di funzionamento, mediante valvole motorizzate con comandi e indicatori di posizione riuniti in apposito quadro. Le tubazioni interne sono isolate termicamente e acusticamente mentre all'esterno opportuni silenzianti assorbono in gran parte la rumorosità delle aspirazioni e degli scarichi.

Locale per esperienze diverse.

Si tratta, brevemente, di un ampio locale fiancheggiante la « Centrale » e utilizzabile in buona parte per l'esecuzione di esperienze varie: esso è servito, a tale scopo, da alcune prese di aria compressa, provenienti dalla « Centrale » stessa, per diversi valori massimi di portate e pressioni (fig. 1). Vi possono trovare posto banchi prova per turbine o camere di combustione di dimensioni limitate, installazioni per esperienze su palettature o per altre ricerche di carattere fluidodinamico e, più genericamente, piccoli impianti di volta in volta necessari.

« Cella » per sperimentazione turbine e compressori di più rilevanti dimensioni.

È costituita da un locale acusticamente isolato e dotato di protezioni contro l'incendio oltre che di blindature contro il pericolo di fuoriuscita di frammenti in caso di gravi avarie alle macchine rotanti. Frontalmente è provvista di aspirazioni d'aria silenziate, posteriormente di aperture per il passaggio delle tubazioni di scarico dei gas e dell'aria compressa in adatti silenzianti. Per le operazioni di sollevamento di macchinari e materiali vari vi è sistemato un carro-ponte con paranco da 2000 kg a comando elettrico.

Per quanto riguarda le particolarità più degne di nota degli impianti in essa contenuti ci limitiamo a rilevare quanto segue:

questo tipo di macchine, dalla loro rumorosità e da criteri prudenziali di varia natura.

PARTICOLARITÀ DI SISTEMAZIONE

Nell'impossibilità di procedere in una descrizione dettagliata di tutti gli impianti, ivi comprese alcune installazioni non ancora citate, ci limiteremo a segnalare qui di seguito le particolarità più degne di nota. Esse possono così raggrupparsi:

però, per la quale non esistono, si può dire, che limiti di impianto e di caratteristiche del compressore in prova.

Anche limitandoci comunque a considerare le sole turbine principali, è possibile ritenere che, grazie alle possibilità offerte dalle solite modalità, esse pure si dimostrino sufficienti per la sperimentazione dei compressori attualmente prevedibili.

Tutti i macchinari sono comandabili e controllabili a distanza secondo una pratica imposta, per

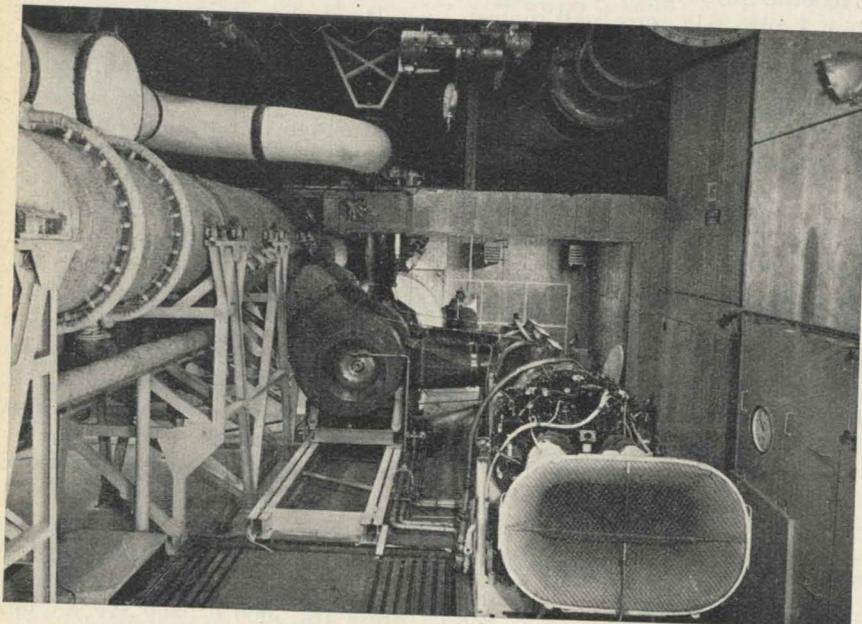


Fig. 4.

— Impianti relativi alle macchine motrici.

L'installazione delle macchine motrici, ancorate ad appositi sostegni, risulta abbastanza chiaramente dalla fig. 4 sulla quale è in parte riconoscibile lo schema essenziale già illustrato (fig. 2).

I condotti del gas, in acciaio inossidabile, sono costituiti da vari tronchi fra loro accoppiati con opportuni giunti di dilatazione atti ad assorbire gli allungamenti termici. Ciascun tronco è quindi ancorato con modalità tali da mantenere quanto più possibile inalterata la propria assialità sotto l'effetto sia delle dilatazioni sia delle spinte interne, essendo queste a loro volta sostenute dagli ancoraggi stessi o, in qualche caso speciale, da appositi collegamenti esterni fra tronco e tronco. Con queste disposizioni si è ottenuto in particolare di liberare il macchinario da carichi insostenibili in corrispondenza delle bocche di entrata e di uscita del gas.

I condotti di scarico sono isolati termicamente mediante rivestimento esterno di amianto spruzzato (Limpet). Quelli di adduzione dal generatore alle turbine, richiedenti maggiori cautele contro le deformazioni termiche, portano invece un rivestimento di sottile lamiera opportunamente distanziato in modo da realizzare un'intercapedine per circolazione d'aria mediante apposito sistema di ventilazione.

Lo scarico dei gas verso l'esterno è raffreddato con iniezione d'acqua polverizzata da una doppia corona di ugelli alimentati da collettori anulari (visibili sulla stessa fig. 4).

Le turbine motrici sono ancora corredate di apposite sistemazioni ausiliarie indipendenti per la circolazione dell'olio e dell'aria di raffreddamento secondo modalità quanto più possibile analoghe a quelle di normale funzionamento sul turboreattore da cui derivano. Sono inoltre protette contro i rischi di sovravelocità da un apposito dispositivo elettrico di sicurezza.

Le apparecchiature di comando e controllo a distanza sono raccolte su appositi quadri entro un

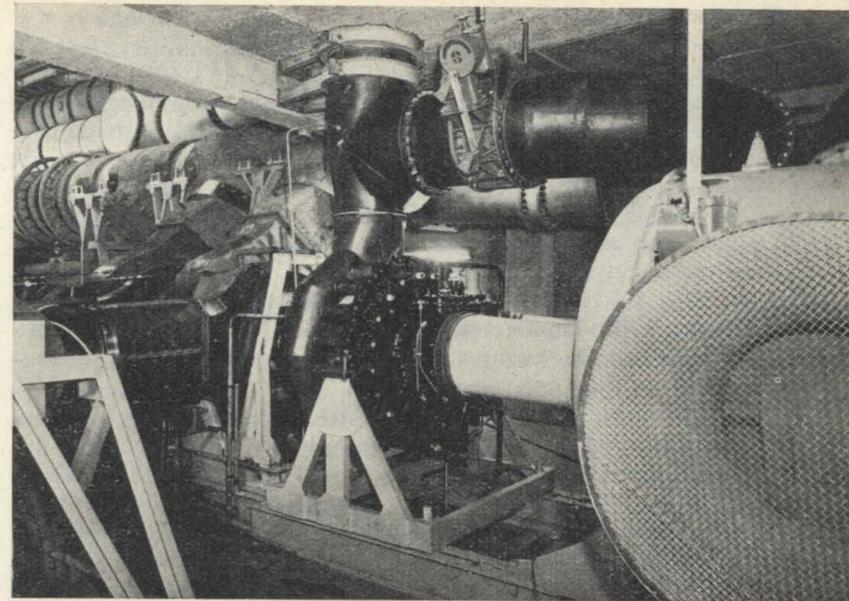


Fig. 5.

locale fiancheggiante la « Cella », dal quale tutto il macchinario è visibile attraverso un'opportuna finestra di osservazione.

— Compressore e relativi circuiti aria.

Il compressore tipo D.H. Ghost, accoppiabile alle turbine mediante asse intermedio a giunti dentati di estremità, è munito, all'aspirazione, di un grosso polmone, atto a regolarizzare il flusso a pressioni di entrata variabili al disotto dell'atmosferica (fig. 5).

I circuiti dell'aria sono forniti anche in questo caso di valvole motorizzate di regolazione, comandate e controllate da apposito quadro inserito fra quelli di controllo predetti.

Le tubazioni sono munite, dove necessario, di giunti di dilatazione o ancorate in modo da evitare anormali carichi sulle macchine: a quest'ultimo scopo alcuni tronchi, opportunamente vincolati in senso orizzontale, sono sostenuti verticalmente da ancoraggi elastici.

Anche questi condotti sono rivestiti all'esterno da uno strato di isolante contro la rumorosità e, soprattutto, le sovrarelevazioni di temperatura nell'ambiente.

— Banco principale per sperimentazione compressori.

Sotto tale denominazione debbono considerarsi:

— Il banco vero e proprio,

ossia in pratica la fondazione di ancoraggio, situato rispetto alle turbine motrici dal lato opposto del compressore di impianto, e il sistema di accoppiamento alle turbine stesse.

— Il complesso delle tubazioni di aspirazione (silenziate) dall'esterno, comprendenti a loro volta un venturimetro per la misurazione della portata, una valvola motorizzata di regolazione della pressione e un condotto rettilineo finale con raddrizzatori di filetti.

— Il condotto di scarico, attraverso altra valvola motorizzata, verso il silenziatore esterno (in comune con lo scarico supplementare del compressore di impianto).

— Le apparecchiature principali di regolazione, raccolte nei quadri già citati.

— Le apparecchiature specifiche per i rilievi, comprendenti, oltre alle batterie di strumenti per letture di precisione di temperature e pressioni, un misuratore di coppia, un « declinometro » per le ricerche relative all'andamento del flusso interno ed altre aggiuntive circa le quali è impossibile dilungarci.

— Banco principale per sperimentazione turbine.

Può considerarsi costituito, similmente, dalle sistemazioni seguenti:

— Il banco vero e proprio di ancoraggio.

— Le tubazioni di entrata e uscita dell'aria, già nominate, con relative valvole motorizzate di regolazione, misuratore di portata, prese d'aria ecc.: il tutto disposto in modo da consentire l'esecuzione delle prove « in pressione » o « in depressione » con le modalità di volta in volta più opportune.

— Il freno dinamometrico per l'assorbimento e la misurazione della potenza (2).

— Le apparecchiature principali di regolazione raccolte su apposito quadro fiancheggiante i precedenti.

— Le apparecchiature speciali per i rilievi e le letture di precisione.

(2) Il freno attualmente installato è uno Zöllner 2x9u28L di tipo idraulico, reversibile, munito di comandi a distanza e adatto per potenze fino a 12.000 HP a velocità di rotazione fino a 12.000 giri/l'.

### Locale per sperimentazione camere di combustione.

Questo locale, comunicante con la « Cella », è fornito principalmente di un ingresso di aria compressa, di un impianto di scarico silenziato e raffreddato con aspirazione d'aria da apposita torretta, pure silenziata, di un dispositivo di ventilazione e di un antincendio: è pure servito da un paranco scorrevole di sollevamento.

Le attrezzature del banco prova comprendono un piano di fondazione, un impianto per l'iniezione del combustibile e il complesso delle apparecchiature di controllo e misura.

### CONCLUSIONI

Gli impianti sommariamente descritti sono da considerarsi, come si è già ricordato all'inizio, un

primo insieme di mezzi realizzati col criterio dominante della massima rapidità per far fronte alle più urgenti esigenze. Essi potranno essere, cioè, successivamente completati, modificati o gradatamente sostituiti da altri più razionali ed organici, mano a mano che le esigenze stesse lo richiedano.

Già attualmente sono in fase di studio alcune nuove installazioni, per ricerche relative alle palettature rotanti e per indagini sull'andamento del flusso nelle camere di combustione.

È lecito in ogni caso ritenere che questo iniziale complesso si dimostri di grande utilità non solo per il raggiungimento dello scopo principale che l'ha suggerito, ossia l'esecuzione delle esperienze richieste da alcuni nuovi progetti, ma anche per l'acquisto di una preziosa esperienza pratica agli effetti di successivi sviluppi.

Carlo Martini

# La fatica nelle costruzioni aeronautiche

*Coll'intensificarsi dell'aviazione civile, la fatica degli aerei interessa un pubblico sempre più vasto. LUIGI LOCATI fa il punto della situazione, mettendo in rilievo i particolari aspetti che tale fenomeno assume nelle strutture aeronautiche. La migliore conoscenza del fenomeno conseguita attraverso ai recenti studi, permette di dominare i fenomeni di fatica, raggiungendo gradi di sicurezza sempre maggiori.*

## 1. Introduzione.

Anche il pubblico medio, lettore di rotocalchi, ha ormai sentito parlare di « fatica », ed in modo speciale di fatica aeronautica; ciò purtroppo a causa degli incidenti che, nei primi mesi del 1954, con grande sacrificio di vite umane, hanno eliminato dalle rotte aeree i Comet, che costituivano giustamente l'orgoglio della Flotta aerea Britannica (1).

Su tale argomento comparvero all'estero ed in Italia nel 1954 e nel 1955 numerosi articoli, su quotidiani, e su periodici illustrati; ad onor del vero essi risultarono almeno nella grande maggioranza, sensati ed obiettivi, ma tutti avevano una menda comune, e cioè quella di presentare la fa-

tica dei materiali come un fenomeno nuovo, di origine misteriosa, imprevedibile e sconosciuto; essi risentivano di alcune perplessità affiorate durante i lavori della Commissione d'inchiesta, insediata in Gran Bretagna dopo la perdita del terzo apparecchio, nella quale alcune eminenti personalità sembrarono non ammettere l'esistenza della fatica nelle costruzioni aeronautiche.

Credo che molti tecnici, a conoscenza dell'argomento abbiano provato il desiderio di confutare l'impostazione di questi articoli dato che le leggi della fatica, studiate da molti anni, sono ben conosciute, anche se le origini intime del fenomeno non sono a tutt'oggi del tutto chiarite.

Non ebbe luogo naturalmente nessuna polemica, sia per rispetto al tragico lutto che aveva funestato un'ammirabile industria, sia per non divulgare nozioni che, male

interpretate, avrebbero potuto produrre sensazioni allarmistiche.

La conclusione alla quale giunse la citata Commissione, fu d'altronde espressa con molta chiarezza dal rapporto finale: l'effetto della fatica risultò abbondantemente provato.

Confermavano tale interpretazione:

1) le prove di pressione pulsante sulla cabina di un altro apparecchio identico a quelli distrutti, che avevano prodotto una rottura di fatica dopo un periodo di prova corrispondente a 3060 voli;

2) l'ubicazione della fessura prodottasi in questa prova, analoga a quella constatata sul relitto dell'apparecchio inabissatosi all'isola d'Elba;

3) l'identificazione di zone di forte concentrazione di sforzo al bordo di una finestra, sforzo che

arrivava a 31 Kg/mm<sup>2</sup>, ossia al 75 % del carico di rottura.

Si trattava quindi evidentemente di un fenomeno di « fatica rapida » ossia del cedimento di materiale sottoposto a sollecitazioni ripetute di valore assai elevato (2).

A distanza di tempo sembra opportuna una messa a punto della questione allo scopo di dissipare i logici timori del pubblico, dimostrando quanto cammino si sia fatto in questi ultimi tempi per tener sotto controllo il pauroso fenomeno.

## 2. Un po' di storia.

A quanto risulta dalla bibliografia, le prime esperienze di fatica furono eseguite nel 1829 da Albert su catene saldate per elevatori di miniera. Solo nel 1858, tuttavia, Wöhler intraprese ricerche sistematiche, studiando in particolare le rotture di assi di locomotive.

A quell'epoca il fenomeno appariva veramente misterioso e tremendamente allarmante. Si sviluppò un grande lavoro sperimentale, il quale si svolse principalmente nel campo dell'acciaio e si ispirò ai problemi dei treni, dei motori a combustione interna, dei veicoli, costruzioni tutte soggette a forti variazioni di carico: i primi per il passaggio delle ruote sulle giunzioni delle rotaie; i motori, per le sollecitazioni dovute allo scoppio, i veicoli, per le irregolarità delle strade.

In contrapposto, l'aereo navigava tranquillo, scivolando nell'aria, liberato dalle accidentalità del terreno; le sue strutture portanti, sollecitate in modo eminentemente statico, ignoravano la fatica; la mentalità dei Progettisti aeronautici era eminentemente « statica », tutte le norme di calcolo e di omologazione erano ispirate da criteri statici, con prove di rottura sotto carico.

Dal 1930 al 1940, in certi ambienti cominciava a nascere una vaga sensazione del possibile danno della fatica, ma si tardava ancora ad ammetterlo sulla struttura principale dell'aereo, perché raramente

(2) Civil Aircraft accident - Report of the Court of Inquiry, pubblicato a cura del Ministry of Transportation and Civil Aviation - London: Her Majesty's Stationery Office 1955.

mente esso aveva avuto modo di manifestarsi (3).

Tuttavia, attorno al 1940, col l'aumentare delle ore di volo dei velivoli civili e col sorgere di particolari necessità tattiche per i caccia e per i bombardieri in picchiata, si incominciò a pensare che anche gli aerei erano assoggettati a variazioni di carico cospicue ed abbastanza frequenti.

In Germania, prima e durante la II Guerra mondiale, i Progettisti tennero conto della « resistenza a termine » delle strutture ed i Metallurgisti si dedicarono allo studio della fatica sulle leghe leggere.

In Italia l'argomento delle sollecitazioni variabili ed i metodi per valutarne l'influenza fu studiato e divulgato in modo particolare da Gabrielli (4).

In America, nel 1941, il Bureau of Aeronautics, Department of the Navy, patrocinò la preparazione di un libro sulla fatica da parte del Battelle Memorial Institute, al fine di diffondere anche nel campo aeronautico le nozioni già acquisite in altri campi costruttivi (Prevention Failure of Metals Under Repeated Stress).

L'idea di studiare le strutture anche dal punto di vista della fatica si faceva faticosamente strada, quando gli eventi disastrosi sopra ricordati vennero a scuotere opinioni ed abitudini mentali ed ora, quasi a recuperare il tempo perduto, è tutto un rifiorire di

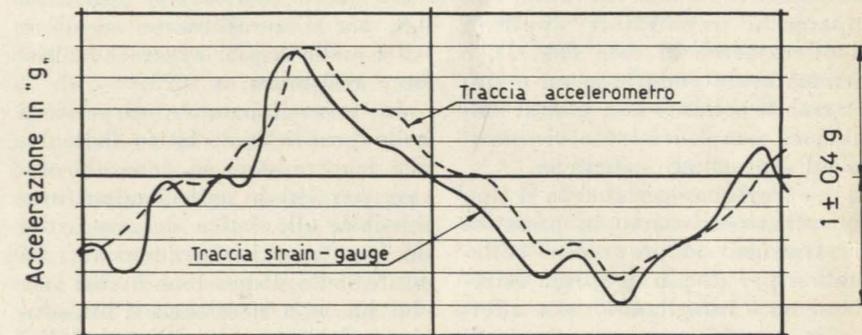


Fig. 1 - Registrazione in volo di accelerazione e sollecitazione.

(3) La fatica degli aerei - Conferenza tenuta il 16-9-1955 da parte del Maggiore P. L. Teed all'Università di Nottingham - Shell Aviation News N. 208.

(4) « Sulle recenti ricerche delle sollecitazioni in volo dei velivoli e sui nuovi criteri per il proporzionamento delle strutture », G. Gabrielli - Aerotecnica XXII, N. 9-10, 1942, Roma.

studi, di ricerche, di iniziative, ispirate principalmente ai problemi aeronautici.

## 3. Particolari aspetti della fatica nel campo delle strutture aeronautiche (5).

Nel campo aeronautico, la fatica assume aspetti particolari per la complessità delle forze applicate durante la vita del velivolo, per il tipo di costruzione e per il materiale impiegato nelle strutture resistenti.

— Le forze applicate ad un velivolo sono praticamente *tutte fortemente variabili*, siano esse le forze dovute alla gravità ed all'inerzia, siano le tensioni di origine termica, o le azioni aerodinamiche, o le variazioni di pressione nelle cabine pressurizzate.

C'è tuttavia una grande varietà nel « ritmo » con cui tali azioni si esplicano ossia nel numero di cicli per ora di volo o per chilometro volato; ad esempio, le sollecitazioni prodotte sugli attacchi alari dalla forza di gravità subiscono una alternanza, con cambiamento di segno, ad ogni involo ed a ogni atterraggio; quelle prodotte dalle forze d'inerzia nelle manovre sono assai più frequenti; quelle dovute alle azioni aerodinamiche, distribuite nel tempo in modo del tutto irregolare, si svolgono secondo una vastissima gamma di frequenze, a seconda della loro entità, da 100 a 5.000 alternanze all'ora.

(5) Per una visione sintetica del problema vedi anche il testo della Conferenza tenuta dall'ing. P. Gallinaro presso la Direzione Centr. del R.A.I., in Roma, il 2-12-1954, pubblicata nel Vol. I, « Problemi di metallurgia fisica e metodi non distruttivi di controllo nelle costruzioni aeronautiche » di P. Gallinaro, pubblicato nel 1955 dal R.A.I. (Registro Aeronautico Italiano).

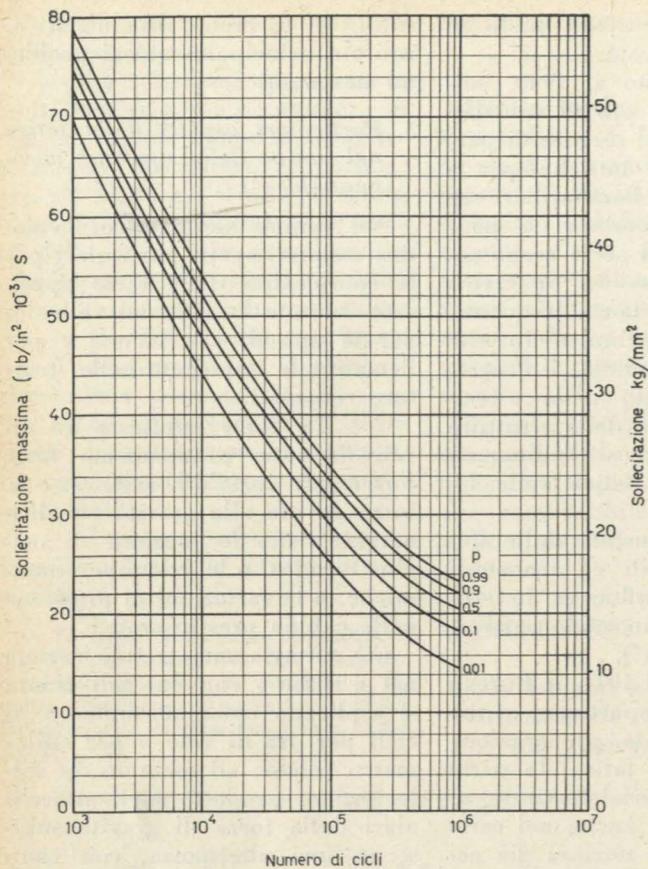


Fig. 2 - Curves di fatica, a vari livelli di probabilità su lega 75 S-T (Weibull W. - Saab Aircraft Co. - Technical Notes 30-1954).

mento dei metalli alle sollecitazioni ripetute presentano ancora un certo numero di lacune che esperienze in corso stanno colmando. Le questioni essenziali per il progetto e l'esercizio dei velivoli che devono ancora essere risolte, sono le seguenti:

1) studio della fatica nel campo delle lunghe durate, per confermare il grado di asintoticità della curva di Wöhler per le leghe leggere;

2) più esatta conoscenza della curva di fatica nel campo delle brevi durate, allo scopo di conoscere il comportamento del materiale sotto gli sforzi eccezionali che nella sua vita il velivolo è chiamato a sopportare;

3) più esatta valutazione della dispersione, per una giusta interpretazione dei dati sperimentali e per una prudente valutazione del rischio in volo;

4) studio del danno cumulativo, ossia dell'effetto della sovrapposizione degli sforzi e della « storia » precedente.

Per le prove necessarie ai punti 1), 2) e 3), si possono impiegare le macchine di fatica classiche ed il lavoro è in atto presso numerosi laboratori; per il punto 4) occorrono macchine di nuovo tipo, capaci di far variare, nel corso della prova, l'ampiezza del carico imposto, secondo un programma di ampiezza prestabilito.

Alcune di queste macchine sono entrate in funzione da qualche anno, ma solo recentemente sono stati offerti agli Sperimentatori i nuovi tipi costruiti appositamente per prove aeronautiche.

Quanto indicato più sopra, riguarda soprattutto il materiale; ma in che misura i risultati ottenuti su provette sono trasferibili alle strutture? Non sappiamo se esiste, per le leghe leggere, l'« effetto scala »<sup>(6)</sup>, così imponente per l'acciaio, per cui la resistenza a fatica si riduce della metà nel passare dalle piccole alle grandi dimensioni del solido sollecitato; né sappiamo come varia, a se-

<sup>(6)</sup> Nel 1955 un'investigazione del Battelle (Naca-Technical Note 3291) porterebbe a ritenere che per la lega 75S e per uno sforzo di flessione rotante, l'effetto scala non esiste.

Wöhler) con andamento inquietante, in quanto non tende ad un asintoto orizzontale come quella dei materiali ferrosi (non c'è « limite di fatica »).

Le leghe leggere inoltre sono caratterizzate da una resistenza a fatica non proporzionalmente elevata come la resistenza statica; il rapporto di fatica, che per l'acciaio (a 10 milioni) si aggira su 0,5, per il duralluminio scende a 0,3 e nelle leghe leggere ad altissima resistenza, a 0,25.

In terzo luogo, le dispersioni nelle proprietà di fatica delle leghe leggere sono in generale elevate per cui le sollecitazioni ammissibili alla fatica devono avere un forte margine prudenziale. La entità della dispersione è anzi tale che ha reso necessaria l'introduzione del concetto di *probabilità* di rottura, il che è venuto ancor più a complicare la valutazione della resistenza a fatica di un dato materiale (fig. 2).

#### 4. *Quesiti speciali relativi alle costruzioni aeronautiche.*

Nonostante il grande lavoro sperimentale svolto sino ad oggi, le nostre conoscenze sul comporta-

La successione delle sollecitazioni nel tempo e la distribuzione statistica delle ampiezze sono senza dubbio i fattori più importanti nel determinare il fenomeno della fatica, fenomeno notoriamente legato alla « storia » degli sforzi ed all'accumularsi di un danno nel tempo.

Purtroppo il diagramma delle sollecitazioni, quale rilevabile con apparecchi registratori applicati su di un aereo in volo (fig. 1), è estremamente complesso ed è sintetizzabile soltanto con grandi ammissioni semplificative e ricorrendo ad espressioni statistiche.

Per quanto riguarda il tipo di costruzione, siamo in presenza di strutture sempre molto sollecitate e per di più di forma estremamente « intagliata » ossia affetta da grandi concentrazioni di sforzo, dovute ai fori, ai collegamenti, ai raccordi troppo vivi eccetera.

Per il materiale, è tipico delle costruzioni aeronautiche lo impiego delle leghe leggere che presentano, in confronto agli acciai, alcuni punti negativi nei riguardi della fatica. Esse possiedono infatti una curva S-N (di

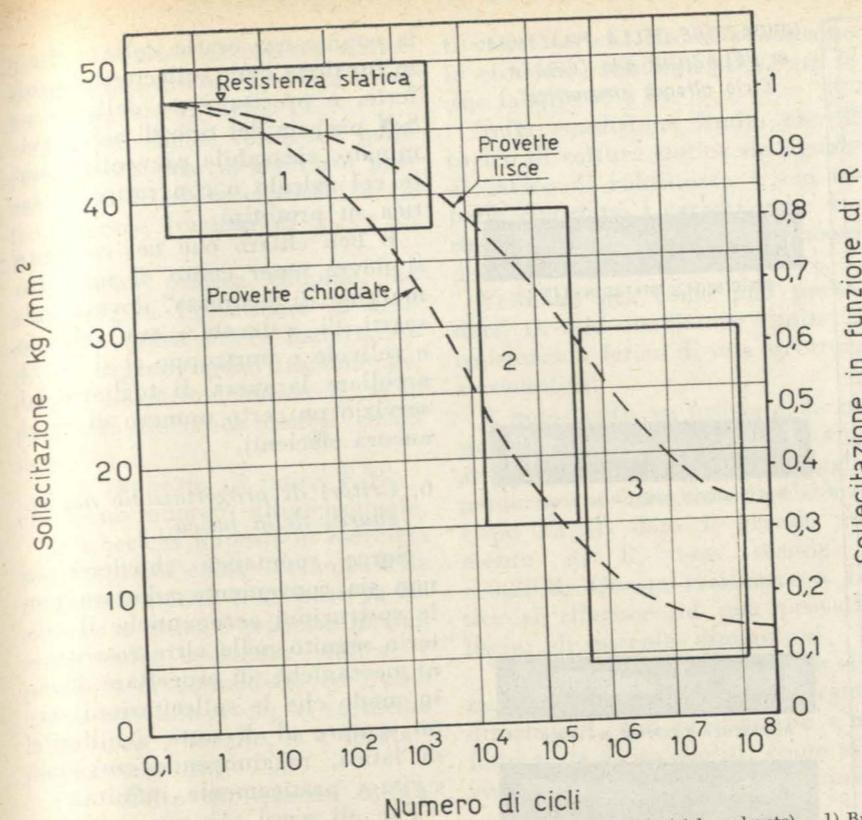


Fig. 3 - Vari campi nelle proprietà di resistenza alle sollecitazioni ripetute (ciclo pulsante). - 1) Brevisime durate. 2) Medie durate (Resistenza a termine). 3) Lunghe durate (Fatica vera e propria).

conda della dimensione, l'effetto d'intaglio. Sorge quindi la necessità di prove sistematiche su parti di struttura, anziché su provette; occorrerebbe anzi passare, potendolo, a prove « in vera scala » sulle parti vitali del velivolo, come ali, piani di coda ecc., od ancor meglio sull'intero velivolo.

Si possono costruire, e si sono coraggiosamente costruite, grandi attrezzature di prova capaci di fare ciò, ad esempio quella presso il Royal Aircraft Establishment di Farnborough per le ricerche sul Comet.

Ma, senza contare l'attrezzatura, il costo delle prove stesse è proibitivo, in quanto esse richiederebbero la costruzione di alcuni esemplari di velivoli da sacrificare nelle prove stesse.

In una prova statica, con un solo esemplare, si raccolgono informazioni necessarie al progettista, ma nelle prove a fatica, a causa delle dispersioni, occorre sempre un numero rilevante di « individui ».

Comunque sono noti alcuni casi ove sono state eseguite prove su di un gran numero di esemplari e su parti strutturali; esse hanno consentito di raccogliere dati pre-

ziosi per la valutazione di strutture analoghe: vedi ad esempio le prove di fatica eseguite, naturalmente con distruzione completa, su 72 ali del Mustang P51D e quelle su 34 ali del C 46 « Comando » (NACA. Technical Note 2920 - Aprile 1953).

Tuttavia queste sono situazioni e possibilità eccezionali.

La via logica normale per studiare una nuova costruzione, con una spesa non eccessiva ed ancora abbastanza efficace, è quella di disporre di un esemplare (di velivolo o di una delle sue parti principali) e di eseguire su di esso ricerche estensimetriche (non distruttive) od ancor meglio, potendolo, una prova di fatica (distruttiva) in modo da identificare le zone di minor resistenza; in un secondo tempo si studieranno a fondo tali zone, sottoponendo a prova molti esemplari riproduttori in vera scala le parti strutturali riconosciute critiche.

#### 5. *Possibilità di ispezioni durante l'esercizio.*

Un aspetto terrificante della fatica è il suo decorso subdolo e, ad un tratto, disastroso.

Quando un materiale è sotto-

posto a sforzi ripetuti, si altera progressivamente; si dice che in esso « si accumula danno », senza che per altro compaia alcuna visibile manifestazione del deterioramento in atto. Continuando nell'applicazione del carico variabile, ad un certo momento, o meglio dopo un certo numero di variazioni di carico, nasce una fessurazione microscopica, che si propaga più o meno rapidamente per arrivare nella maggior parte dei casi alla rottura finale di schianto.

La prima fase di sviluppo latente si chiama « incubazione » la seconda è quella di « propagazione »; oggi si ritiene che esista una differenza sostanziale tra queste due fasi, che si studiano separatamente.

Generalmente il periodo di incubazione è assai lungo; la seconda fase, al contrario, è breve, con un rapporto tra i corrispondenti numeri di cicli che può arrivare a 9/1. Questo fatto è assai preoccupante perché viene a ridurre l'efficacia delle ispezioni periodiche, nelle quali c'è poca probabilità di sorprendere in tempo la cricca in formazione.

Fortunatamente la velocità di propagazione non è sempre così elevata; specialmente nelle parti di rivestimento si possono osservare cricche che si manifestano in un tempo molto breve, ma che poi si propagano lentamente e che anche si arrestano. Ciò si verifica quando la fatica sia dovuta ad una sollecitazione elevata, localizzata in una zona ristretta.

Si comprende quale importanza abbia la maggior o minor propagabilità nei riguardi della sorveglianza di esercizio.

Già abbiamo detto che, nella fase di incubazione, nessuna modificazione oggi praticamente controllabile si produce nel materiale; gli studiosi, fisici e metallurgici, sono tutti protesi per escogitare un « mezzo » atto a misurare il « grado di stanchezza » del metallo; tuttavia anche quando si arrivasse a seguire un metodo di investigazione locale, ci sarebbero sempre enormi difficoltà di accessibilità.

Gli ingegneri si accontenterebbero di poter disporre di un dispositivo atto ad indicare fessurazioni già avvenute; a tale fine si

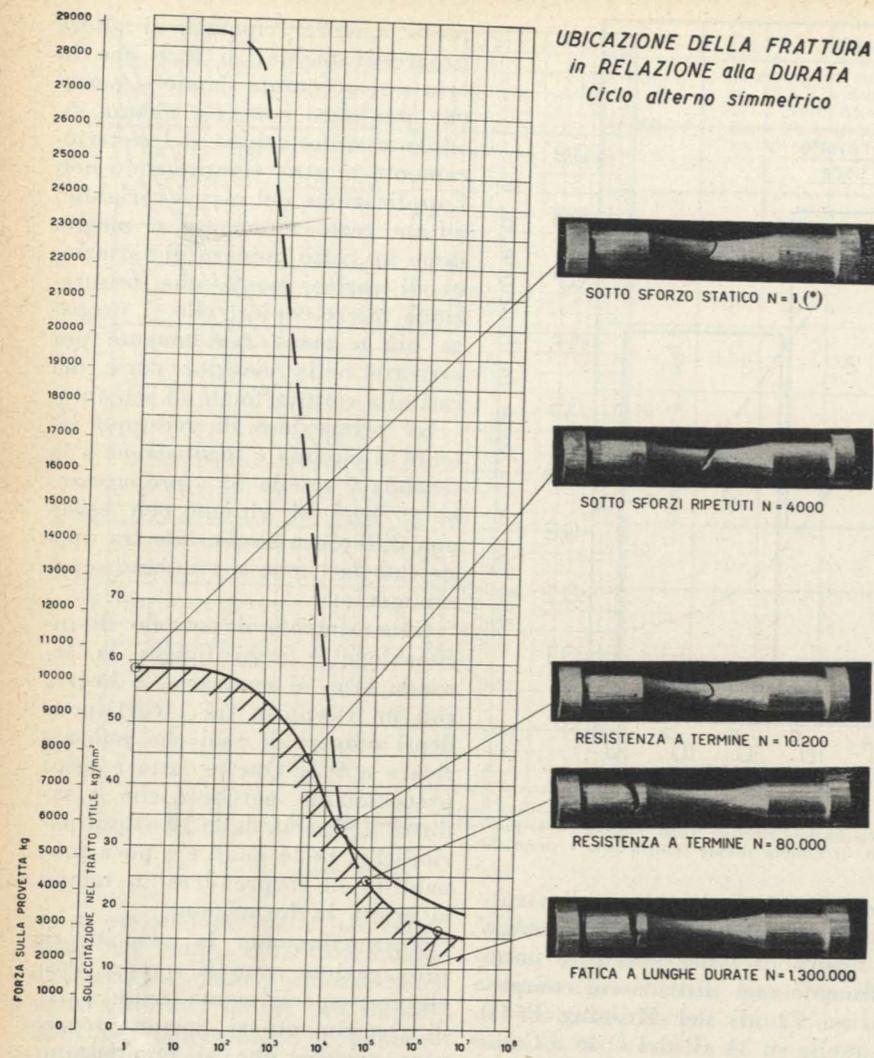


Fig. 4 - Curva S-N per provette di forma complessa. Curva a tratti relativa al tronco con foro trasversale; curva continua, relativa al tratto utile a gola. Zona tratteggiata, curva risultante.

sono sperimentati dei conduttori assai fini, incollati sulle strutture nei punti critici; detti conduttori sono percorsi da corrente e si interrompono, quando il metallo della struttura si fessura. Non risulta che tale metodo sia uscito dalla fase sperimentale ed applicato in volo; comunque esso sarebbe applicabile solo localmente e cioè nelle zone conosciute a priori come pericolose.

Un metodo sicuro per il rilevamento tempestivo delle fessure è vivamente auspicato per il controllo dei velivoli già esistenti ed in esercizio.

Esiste anche un'altra via per « controllare » il fenomeno della fatica ed è quella di misurare la « storia » di ciascun velivolo mediante un apparecchio contatore,

(\*) In realtà, lo sforzo statico corrisponde a  $N=1/2$ .

atto a registrare numero ed entità degli sforzi. Se si conosce a priori la possibilità di prestazione e precisamente la « vita possibile » dell'aereo, il diagramma registrato permette di stabilire il momento in cui l'aereo, ormai invecchiato, deve venire tolto dal servizio.

Si sono già costruiti alcuni tipi di « contatori » basati sui rilievi di accelerazione. Altri, come quello della Wickers-Armstrong, consentono di registrare la « storia » delle sollecitazioni rilevate in un punto mediante strain-gauges (*The counting strain-gauges - Engineering - 8 agosto 1952*).

Per le linee aeree regolari un « contatore » installato su ciascun apparecchio potrebbe essere superfluo quando si possedessero sicuri dati sulla distribuzione statistica delle sollecitazioni provenienti da rilevamento fatto per un certo periodo. Tutto ciò implica

la conoscenza esatta della « vita » in funzione delle sollecitazioni sofferte, e precisamente della curva S-N propria del tipo di aereo esaminato, ricavabile preventivamente col calcolo o con prove di fatica su prototipi.

È ben chiaro che nel computo si dovrà tener conto di un certo margine di sicurezza, dovuto agli scarti di « durata » tra velivolo e velivolo e purtroppo ci si dovrà accollare la spesa di togliere dal servizio un certo numero di aerei ancora efficienti.

#### 6. Criteri di progettazione nei riguardi della fatica.

Sorge spontaneo chiedersi se non sia conveniente adottare per le costruzioni aeronautiche il criterio seguito nelle altre costruzioni meccaniche, di progettare, cioè, in modo che le sollecitazioni siano sempre al di sotto del limite di fatica, raggiungendo così una « vita » praticamente infinita.

Per gli aerei ciò non è possibile: a parte il fatto che nella curva S-N delle leghe leggere esiste soltanto un « limite di fatica » convenzionale, rimane la fondamentale esigenza dell'aviazione che è la leggerezza ed il massimo sfruttamento del materiale.

Durante l'esercizio dei velivoli, siano essi civili che militari, possono verificarsi sforzi che superano di gran lunga il limite di fatica delle strutture; per fortuna, ciò non avviene frequentemente, ma se l'esercizio fosse prolungato per un tempo sufficientemente lungo, tutti gli aerei si romperebbero.

Per dimostrare tale affermazione, conviene raffrontare le sollecitazioni che si impongono nelle varie circostanze di volo col « limite di fatica » ed in mancanza di un vero « limite », con la resistenza a fatica corrispondente ad un considerevole numero di cicli.

Per tale raffronto è indispensabile che la sollecitazione d'esercizio e la resistenza a fatica siano espressi in modo omogeneo.

È pratica comune nel progetto aeronautico quella di valutare le accelerazioni applicate agli aerei come multipli di g; con gli stessi coefficienti si parte dal peso statico per arrivare al carico di robustezza U (*Ultimate Design*

*Load*). Il carico di rottura statico R, deve poi essere superiore o, al limite, uguale al carico U.

Le forze che si verificano nelle varie circostanze di esercizio possono quindi essere espresse, a ritroso, come frazioni di U (o di R) (\*).

È anche pratica comune dei metallurgisti l'esprimere la resistenza a fatica F dei materiali o di un organo, come frazione del carico di rottura statico R, e le proprietà di fatica con il cosiddetto

— rapporto di fatica F/R che è un numero adimensionale.

Se i carichi imposti in esercizio sono espressi come frazione della resistenza statica e se pure la resistenza a fatica è espressa in funzione della resistenza statica, è possibile un immediato confronto tra di essi allo scopo di verificare la stabilità, o meglio, la « durata » di una struttura.

Per offrire un quadro indica-

tivo dei carichi che si producono in esercizio, abbiamo preparato le due tabelle a) e b).

Nella condizione limite che il carico di rottura statico sia uguale al carico di robustezza U, le tabelle riportano i carichi nelle varie condizioni, espressi in frazioni del carico di rottura R.

Vediamo ora come può prevedersi in tale condizione limite la resistenza a fatica di una struttura aeronautica.

È noto come, su provetta, la resistenza a fatica a 10 milioni valga all'incirca  $\pm 0,3 R$ , per le leghe moderne ad altissima resistenza (tipo Ergal) dato il grande aumento di R, essa scende a  $\pm 0,25 R$ . Questa resistenza a fatica si riferisce ad una provetta liscia, di piccole dimensioni.

In una struttura aeronautica siamo in presenza di pezzi di grandi dimensioni, con presumibile « effetto scala », indeboliti, come si è visto, da cospicui effetti di inta-

rapporto di 3 ad 1, e cioè scende a  $\pm 0,083 R$ .

Per molte zone, come ad esempio gli attacchi alari, le alternanze di carico si sovrappongono ad una forza costante dovuta all'azione portante, e per tale ragione il ciclo di sforzo è sempre molto asimmetrico e, come è noto, l'asimmetria del ciclo provoca una riduzione nella resistenza a fatica; nel caso considerato tale riduzione è valutabile in un 12 %, per cui si arriva (per una durata di 10 milioni) ad una resistenza a fatica di:

$$+0,26 R \pm 0,073 R$$

Confrontiamo questo valore con le tabelle riportate, nell'ipotesi di essere in condizioni limiti, e cioè che la resistenza statica a rottura sia risultata uguale al carico di robustezza; in tal caso  $R=U$  e tutti i carichi espressi come frazione di U si possono considerare espressi in frazioni di R; si vede come la resistenza a fatica  $\pm 0,073 R$  sia superata in quasi tutte le circostanze di carico ivi indicate:

— per gli aerei civili è superata nelle raffiche e nell'involo (quando la portanza si annulla e le forze di alcuni collegamenti cambiano di segno);

— per i caccia, nelle raffiche e nelle manovre.

È quindi evidente che tutti i velivoli lavorano decisamente oltre al « limite » di fatica a 10 milioni; come già detto, fortunatamente le variazioni di carico sono poco frequenti, e lo sono tanto meno quanto più i carichi sono elevati.

Un'analisi più accurata dei valori ed un calcolo del danno cumulativo portano a concludere per alcuni casi tipici nel modo seguente:

— per il velivolo civile, la maggior causa di danno risiede nelle raffiche di piccola ampiezza ( $\pm 0,29 g$ ;  $\pm 0,08 U$ ) che si ripetono in ragione di 8 all'ora e quindi attorno a 250.000 volte durante l'esercizio; queste variazioni provocano danno maggiore che non le rarissime raffiche di grande ampiezza;

— per il velivolo da combattimento (caccia), gli agenti del maggior danno sono i carichi di

#### a) velivoli civili.

Natura del carico o dell'accelerazione	Espresso in g	Espresso in carichi di robustezza U
Di robustezza (Ultimate Design Load)	+ 3.75 g	1 U
Di contingenza . . . . .	+ 2.5 g	0.66 U
Raffiche da 10 m/sec. . . . .	$\pm 1.6$ g	$\pm 0.43$ U
Raffiche da 10 piedi/sec. (100 per 1000 ore) . . . . .	$\pm 0.66$ g	$\pm 0.18$ U
Ad ogni involo . . . . .	+ 1.25 g	+ 0.33 U
Peso proprio . . . . .	+ 1 g	+ 0.26 U

#### b) velivoli da combattimento (caccia).

Natura del carico o dell'accelerazione	Espresso in g	Espresso in carichi di robustezza U
Di robustezza (Ultimate Design Load)	11.2 g	U
Di contingenza . . . . .	+ 7.5 g	+ 0.66 U
Raffiche da 10 m/sec. . . . .	$\pm 6$ g	$\pm 0.53$ U
Raffiche da 10 piedi/sec. . . . .	$\pm 1.14$ g	$\pm 0.10$ U
Manovre forti ( $10^3$ in 4000 ore di volo)	$2 \pm 4.5$ g	$0.18 \pm 0.40$ U
Manovre medie ( $10^5$ in 4000 ore di volo)	$\pm 2$ g	$\pm 0.18$ U
Ad ogni involo . . . . .	+ 1.25 g	+ 0.11 U

(\*) Per una maggior esattezza occorre precisare che nel computo di U si deve tener conto delle cosiddette « forze allevianti ».

glio che è ottimistico supporre attorno a 3; con ciò la resistenza di fatica di 0,25 viene ridotta nel

manovra, con ampiezza bassa (zona da  $\pm 0,12$  a  $\pm 0,19$  U), mentre le manovre spinte e le raffiche producono solo danni secondari; le prime perché rarissime, le seconde perché di piccola ampiezza. Le manovre più pericolose (quelle nel campo sopra indicato) provocano circa il 60 % del danno totale. Si può calcolare che tali manovre, ripetute, potrebbero produrre la rottura di una struttura intagliata tipo aeronautico in circa 70.000 cicli, se isolate da ogni altra sollecitazione, in 42.000 cicli, se unite in un « collettivo ». Ora la frequenza di tali manovre non è elevata, la rottura si produrrebbe, sulla base orientativa delle tabelle, in 1680 ore.

Queste previsioni sono fatte, come già detto, nell'ipotesi che la resistenza a rottura sia al limite minimo e cioè coincidente con U. In realtà c'è sempre un certo margine per la resistenza statica (e corrispondentemente anche per la resistenza a fatica), per cui le previsioni sulla durata devono essere enormemente aumentate. È, anzi, norma di progetto prevedere le parti pericolose alla fatica con un margine di sicurezza superiore alle rimanenti.

#### 7. Criteri di prova.

La necessità di conoscere il comportamento di una struttura anche dal punto di vista della fatica fa sì che, a lato delle prove di « rottura statica », vadano formulandosi « criteri » di guida per prove di fatica e soprattutto per la valutazione critica dei risultati delle prove di sollecitazioni ripetute.

È evidente che, se potessimo disporre di un gran numero di esemplari, la conoscenza completa del comportamento a fatica si avrebbe soltanto ricavando l'intera curva S-N, sperimentando cioè vari esemplari a vari livelli di sollecitazione, in modo da produrre la rottura con una semialternanza (resistenza statica), con 1000, 10.000, 100.000 e milioni di alternanze.

Occorrendo per un tale lavoro almeno una trentina di esemplari,

esso risulta non attuabile, salvo in casi specialissimi.

Ci si accontenta, generalmente, di verificare un punto della curva e si esegue una prova ad ampiezza di sollecitazione costante, verificando la durata.

Già da anni il R.A.E. ha sviluppato il criterio ormai notissimo, valevole per velivoli civili: le prove devono essere eseguite col ciclo di carico

$$1 g \pm 0,075 U$$

ed a tale ciclo le strutture devono resistere a 2.000.000.

Questa formula è assai prossima a quella sopra calcolata al punto 6, partendo da concetti generali.

Con questo criterio, pur essendo l'escursione di carico piuttosto esigua, non è tanto facile, nelle normali costruzioni, arrivare alla durata richiesta.

Altri criteri si formulano per apparecchi da combattimento, criteri che prescrivono prove con alto livello di sollecitazione e con basse durate.

Oltre alle prove finali di valutazione su grandi strutture, sono poi utilissime al progetto prove preliminari di orientamento che servono egregiamente a far eliminare dal disegno quei punti che sono particolarmente soggetti a fatica.

Anche per queste prove si possono seguire criteri di bassa sollecitazione e lunghe durate o criteri di elevata sollecitazione con prove brevi.

Per una giusta interpretazione del significato delle prove è bene tener presente alcune considerazioni che riguardano la curva S-N nel suo sviluppo completo.

Generalmente è conosciuto il tratto di curva che va da  $10^5$  a  $10^7$  cicli, mentre siamo poco abituati ad esaminare l'andamento della curva nel tratto di 1/2 ciclo (rottura statica) ai  $10^5$  cicli, tratto, come si è visto, essenziale per rappresentare le tipiche sollecitazioni aeronautiche.

Nella fig. 3 è indicata una curva S-N per ciclo asimmetrico su lega 17S-T, con indicati i vari campi di prova; essi risultano:

1) Prova a sollecitazioni ripetute, nel campo delle brevissime durate, attorno ai  $2000 \div 5000$  cicli.

2) Prova di resistenza a termine, attorno ai  $50.000 \div 500.000$  cicli.

3) Prova di fatica, oltre ai 500.000 cicli.

È evidente l'impossibilità di stabilire un limite di netta separazione tra i vari campi; pur tuttavia tale suddivisione non è convenzionale, ma corrisponde ad un diverso comportamento del materiale, rivelato dalla diversa pendenza che la curva di Wöhler assume nei vari tratti.

In particolare, il tratto delle sollecitazioni ripetute, corrispondente al tratto iniziale a bassa pendenza, rappresenta rotture che per le elevate sollecitazioni di prova, così vicine alla resistenza statica, sono accompagnate da deformazioni plastiche rilevanti, assestamenti e ridistribuzioni di sforzi che alterano sensibilmente lo stato originario.

Le prove in questo campo devono essere condotte a bassa frequenza (dell'ordine di 1 ciclo al l') in modo da non produrre riscaldamento nel materiale.

Le prove di resistenza a termine si svolgono in prossimità del tratto di flesso della curva S-N, per cui una forte variazione di sollecitazione produce variazioni di durata piuttosto piccole.

In tale campo si hanno ancora deformazioni plastiche, che sono però limitate ad alcune zone ristrette molto sollecitate.

Quelle che si denominano più comunemente prove di fatica sono rappresentate dal tratto finale a bassa pendenza (asintotico) della curva; in queste prove, è assente ogni deformazione plastica rilevabile.

Per le normali costruzioni aeronautiche, le sollecitazioni che corrispondono mediamente ai tre tipici campi sono le seguenti, espresse in frazioni del carico di rottura:

Tipo di prova	Durata media	Sollecitaz. in frazione di R	
		Ciclo alterno	Ciclo pulsante dallo 0
Sollecitazioni ripetute . . . . .	2.000	$\pm 0,7$ R	0,90 R
Resistenza a termine . . . . .	50.000	$\pm 0,30$ R	0,50 R
Fatica . . . . .	500.000	$\pm 0,08$ R	0,15 R

La diversità sostanziale tra i diversi tratti della curva, è dimostrata dalla zona prescelta dalle rotture che varia a seconda del livello di sollecitazione imposta e quindi della durata della prova.

Prove di breve durata hanno prevalentemente carattere « statico », provocano la rottura nei luoghi ove maggiore è la sollecitazione nominale, risentono poco delle concentrazioni di sforzo, grazie alle deformazioni plastiche locali.

Prove di lunga durata invece risentono maggiormente della « fatica » e mettono più facilmente in rilievo i punti ove maggiore è l'effetto d'intaglio.

La fig. 4 rappresenta i risultati di prove di trazione-compressione eseguite su provette speciali presentanti un foro trasversale nel tratto cilindrico di maggior diametro. La sezione forata è circa 3 volte quella del tratto cilindrico utile. In una prova di trazione statica, evidentemente, si ha la rottura nel tratto utile; in una prova di fatica a basso livello si ha rottura nel foro che dimostra un coefficiente di concentrazione superiore a 3. Per livelli intermedi si ha l'uno o l'altro caso di rottura, con una zona di transizione, nella quale casualmente si possono avere rotture nel tratto utile o nel tratto a fori trasversali.

#### 8. Raccomandazioni di disegno.

Le prove di fatica hanno avuto il grande merito di mettere in luce i punti costruttivi particolarmente deboli e di avere quindi aiutato il progettista ad eliminarli.

La conoscenza di un fenomeno è già un gran passo nella via per dominarlo. Sapere quali sono le « forme » particolarmente pericolose, ed evitarle, significa elevare

in misura notevole la resistenza complessiva.

Oggi questa conoscenza rappresenta più di ogni altra cosa il reale concreto progresso, reso possibile dall'opera di un numeroso gruppo di studiosi dedicatisi a questo particolare campo.

L'influenza dei raggi di raccordo, dei fori o di altre variazioni di forma, è esattamente conosciuta. Sappiamo l'enorme danneggiamento prodotto dai piccoli movimenti relativi tra due metalli a contatto (fretting-corrosion) quali ad es. negli attacchi per serraggio, e si stanno studiando le condizioni di serraggio più opportune.

Conosciamo l'effetto deleterio della corrosione chimica. Valutiamo l'effetto della rugosità superficiale e lasciamo bene le superficie dei nostri metalli.

Si stanno studiando le chiodature, e benché esse non siano poi così deleterie come si temeva, si pensa di sostituirle con l'incollaggio, dotato di miglior comportamento.

Si conoscono i vantaggi dei processi di deformazione plastica locale (pallinatura, rullatura, stampigliatura ecc.), che potranno essere utilizzati quando necessario.

E soprattutto si dà la caccia alle zone ipersollecitate, messe in luce da rilievi estensimetrici.

Presentano particolare interesse alcune recenti prove che mirano a determinare la riduzione nella resistenza statica in seguito alla formazione di piccole cricche di fatica (8).

Sovente piccole modifiche di forma sono capaci di fare elevare la resistenza a fatica in misura considerevole, per cui, accanto alla grande attività ideatrice del pro-

(8) Forty-first Annual Report of NACA-Administrative Reports, 1955.

gettista, si rende necessario un paziente, attento lavoro di ritocco, assolutamente indispensabile al successo costruttivo.

#### 9. Conclusione.

Il fenomeno della fessurazione per sollecitazioni ripetute può presentarsi nelle strutture aeronautiche in conseguenza delle variazioni di carico prodotte dall'involò, dalle raffiche e dalle manovre.

Per ragioni di leggerezza, ed anche in relazione al materiale impiegato, tutti gli aerei sono sollecitati nel campo della resistenza a termine ed hanno quindi, almeno teoricamente, vita limitata.

L'ispezione delle parti vitali nei velivoli in esercizio, rivolta a sorprendere eventuali fessure iniziali, è un procedimento difficile e di non assoluto affidamento, mentre un controllo della prestazione effettuata da parte del velivolo, insieme ad una valutazione della « vita » possibile, consente un esercizio sicuro sino alla scadenza prefissata. A questo fine occorre che ciascun aereo, sia munito di un « contatore » e che siano ben conosciute, od attraverso il calcolo o per prove su prototipi, le durate garantibili.

Poiché è praticamente impossibile ottenere sperimentalmente l'intera curva S-N per un dato velivolo, si sono stabiliti dei « criteri » di prova ad un solo livello di sollecitazione costante, sufficienti ad una valutazione approssimata della resistenza a fatica; molte parti vitali degli aerei sono già controllate secondo questi criteri.

Sono in corso studi con le nuove macchine a programma, dai quali potranno scaturire nuovi criteri di valutazione più vicini al reale esercizio, basati su prove con ampiezza variabile; tuttavia già le prove di fatica condotte coi mezzi attuali hanno servito ad indicare quali sono i fattori costruttivi dannosi ai fini della fatica ed il loro apporto può considerarsi prezioso ai fini di aumentare in misura notevolissima la sicurezza e la durata delle strutture.

Luigi Locati

# Correlazione fra risultati di prove di vite al tunnel e al vero

G. CERZA e G. CIAMPOLINI, servendosi dei rilievi effettuati nelle prove di volo eseguite sul velivolo FIAT G 82, esaminano i risultati delle prove di vite in paragone ai risultati ottenuti nelle prove sul modello nel Tunnel Verticale onde stabilirne le correlazioni.

Un esauriente e rigoroso studio di correlazione fra dati di sperimentazione al tunnel e al vero di prove di vite può essere condotto ovviamente soltanto presso un Centro Sperimentale che abbia come obiettivo lo studio stesso o il controllo delle caratteristiche di un velivolo già messo a punto in altra sede.

Presso una fabbrica aeronautica l'obiettivo principale è la messa a punto del velivolo e l'ottenimento della rispondenza ai « requirements ». Ne deriva quindi che la sperimentazione in volo si scosta quasi sempre dal programma che consentirebbe il completo ed esauriente confronto con le prove al tunnel.

Le prove di vite con modello al « tunnel » verticale sono normalmente impostate in modo da fornire informazioni largamente qualitative sia sul tipo di vite sia sull'effetto dei comandi, quest'ultimo specie per quanto riguarda le caratteristiche di rimessa.

La sperimentazione al tunnel consente, quindi, la formulazione di giudizi sintetici sulle caratteristiche di vite destinati a guidare successivamente la sperimentazione in volo.

Le prove al vero sono normalmente impostate in modo da ottenere simultaneamente osservazioni sintetiche da parte del pilota ed una massa di dati analitici sui parametri di volo particolarmente utilizzabili per approfondire indagini quantitative. Detti dati non trovano i loro corrispondenti, come già accennato implicitamente sopra, nella sperimentazione al tunnel. Quindi, per una correlazione completa anche nel settore delle indagini quantitative, occorrerebbe ricavare nelle prove al « tunnel » i suddetti dati analitici (quali la quota e la velocità sulla traiettoria variabili col tempo, le velocità angolari sui tre assi, le accelerazioni ecc.). Non sembra praticamente possibile attrezzarsi in tal senso nelle prove al tunnel;

sembra semmai preferibile realizzare, per quanto riguarda le prove su modello, prove in aria libera con modello strumentato in modo analogo al prototipo al vero.

Il Dipartimento Prove di Volo FIAT considera comunque interessante istituire il confronto finale dei risultati ottenuti nelle prove di vite con le prove al tunnel, anche se lo studio può risultare non completo e condotto in forma non rigorosamente scientifica. Considera inoltre interessante che studi del suddetto tipo effettuati su velivoli di interesse attuale siano resi disponibili presso l'AGARD e che alcuni di essi costituiscano appendice integrante il « Flight Test Manual ». In tale senso desidera contribuire con un lavoro di confronto dei risultati delle prove di vite relativi al suo ultimo prototipo sperimentato: l'aviogetto addestrativo G 82.

Detto studio, contenuto nell'allegato, si riferisce solo ad alcuni fondamentali aspetti della sperimentazione.

Nel presentare il lavoro suddetto, il Dipartimento Prove di Volo FIAT tiene a precisare che nel quadro generale della sperimentazione in vite le prove al vero hanno di massima fornito risultati in soddisfacente accordo con quelli ottenuti su modello al tunnel nelle prove estesamente condotte presso il Centro di Lilla.

*Uno studio particolare di correlazione sui dati di sperimentazione del FIAT G 82.*

Nel presente fascicolo si è raccolta la documentazione rappresentativa di prove al vero di vite del velivolo G 82; sono altresì riportate corrispondenti note di sperimentazione al tunnel.

La documentazione suddetta si riferisce ad un settore particolare: all'indagine, cioè, sulle caratteristiche di vite relative a due tipi di condizioni inerziali combinate con manovra di alettoni di media entità.

Le condizioni inerziali suddette sono le seguenti:

a) velivolo con tip-tanks piene, per cui il parametro caratteristico  $1 - \frac{B}{A} = -0,75$ .

b) velivolo con tip-tanks vuote, per cui:  $1 - \frac{B}{A} = -1,75$ .

Nelle prove raccolte nella documentazione stessa gli altri fondamentali parametri di sperimentazione non subiscono importanti variazioni.

Pertanto, in prima approssimazione si possono considerare costanti le fondamentali condizioni di prova, per le quali si hanno mediamente i seguenti valori:

- quota di inizio della prova di vite  $7750 \text{ m} \pm 7 \%$
- peso del velivolo all'inizio vite  $5650 \text{ Kg} \pm 4 \%$
- Centramento del velivolo:
  - con tip-tanks piene  $(26,9 \pm 0,3) \% \text{ l.m.a.}$
  - con tip-tanks vuote  $(26,1 \pm 0,4) \% \text{ l.m.a.}$
- Manovra di equilibratore e timone direzione: standard.

Nella tabella II sono elencate le singole prove documentate, con l'indicazione dei fondamentali elementi di sperimentazione.

Utilizzando i parametri di volo registrati con continuità nelle prove suddette, si possono tentare indagini quantitative sui principali aspetti della vite nelle suddette condizioni.

In questa memoria si è tentato di rilevare l'influenza nelle prove di volo delle suddette condizioni inerziali e di manovra di alettoni sul tempo di « rimessa » dalla vite e su un particolare aspetto del comportamento dinamico del velivolo in vite; si è cercato, inoltre, di confrontare i risultati ottenuti con quelli corrispondenti delle prove al tunnel.

Poiché la sperimentazione di vite a cui detta documentazione si riferisce è stata condotta non con scopo di ricerca scientifica,

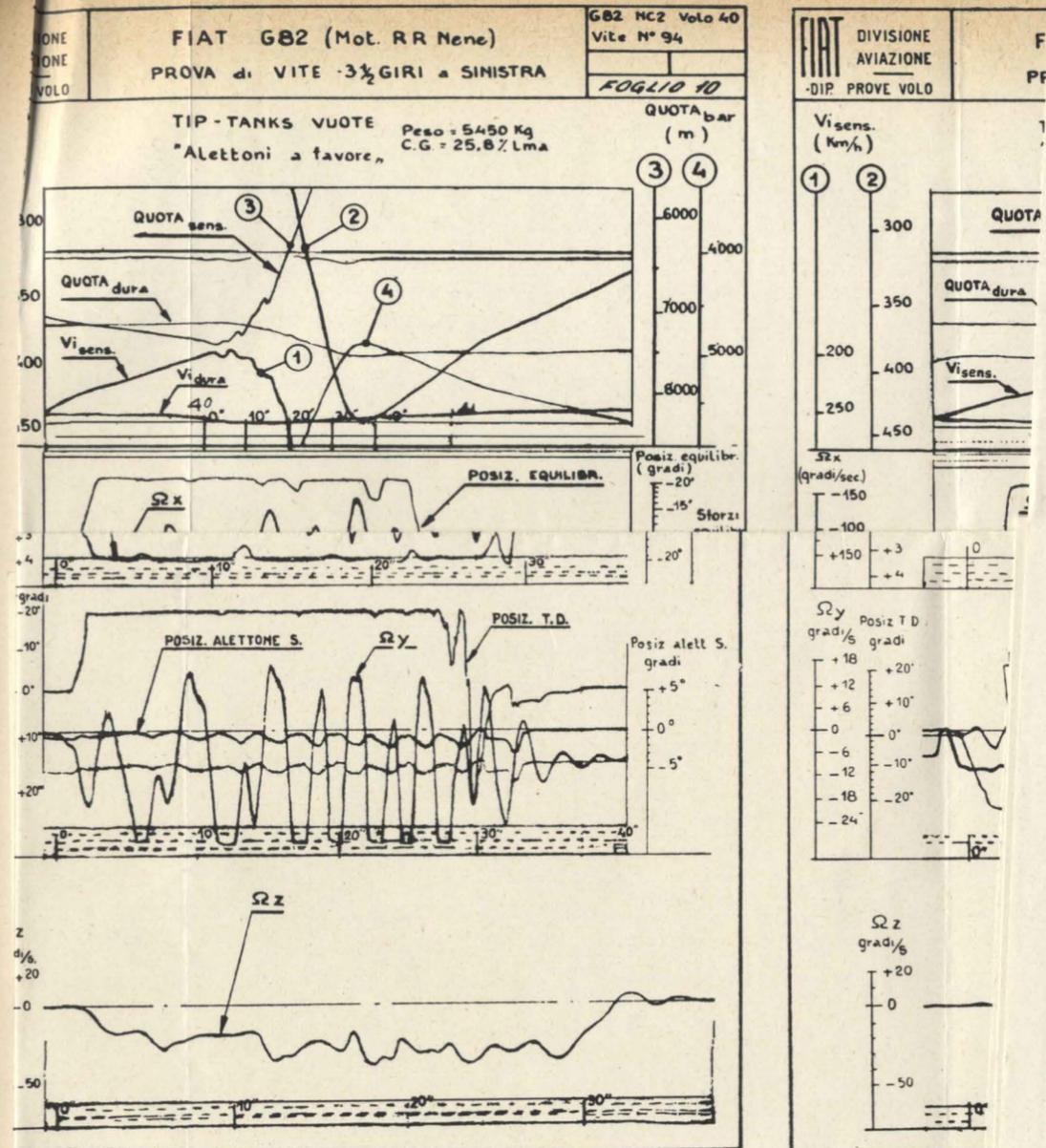
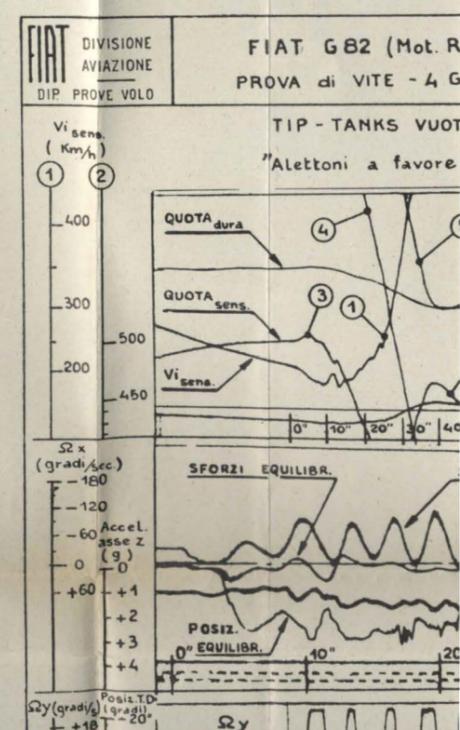
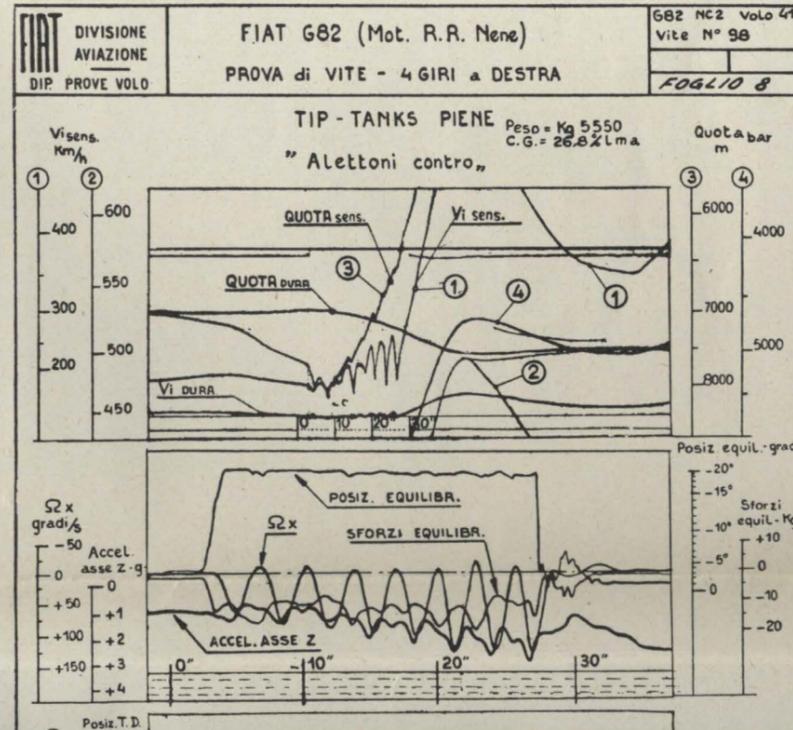
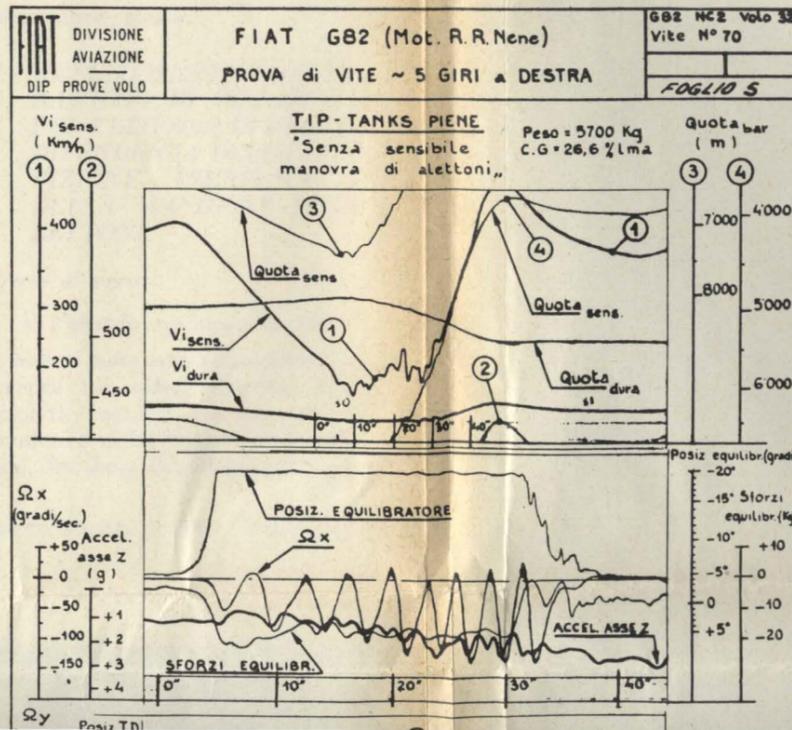
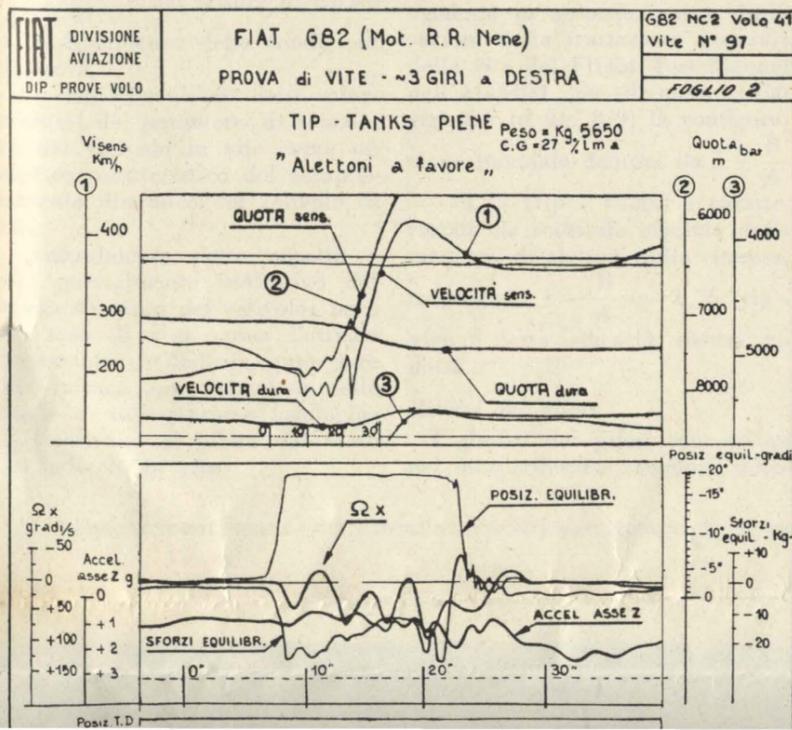
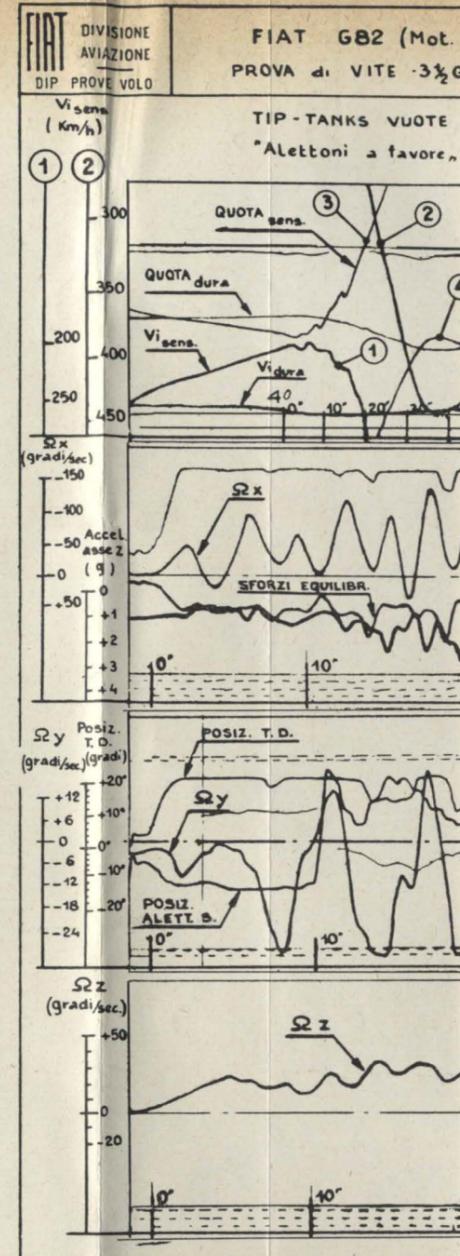
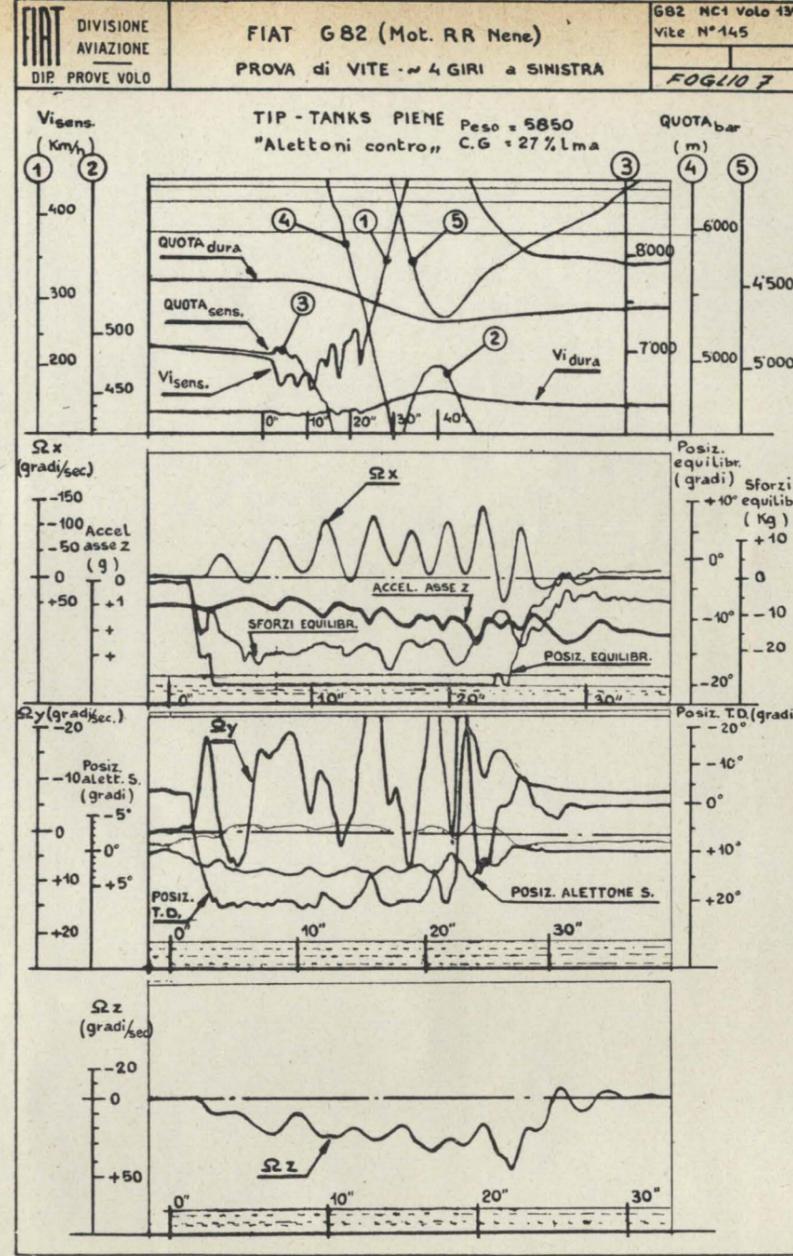
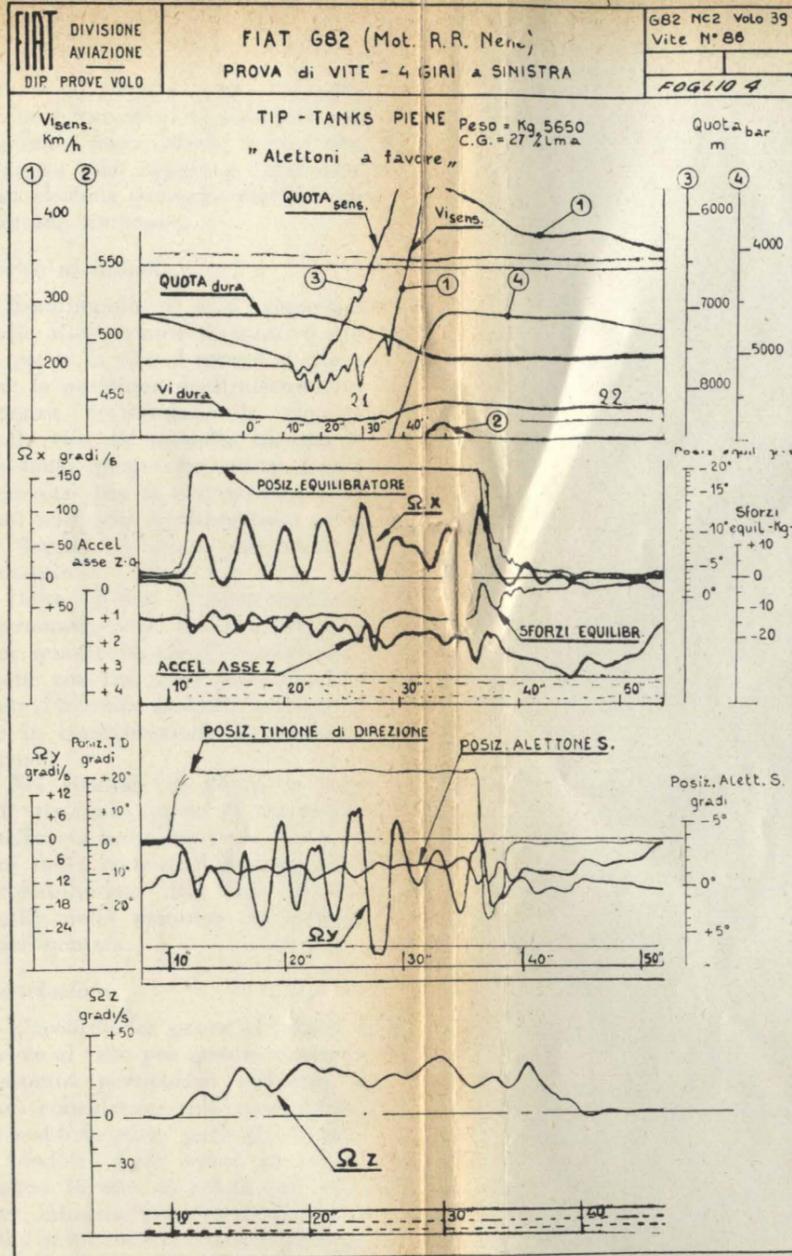
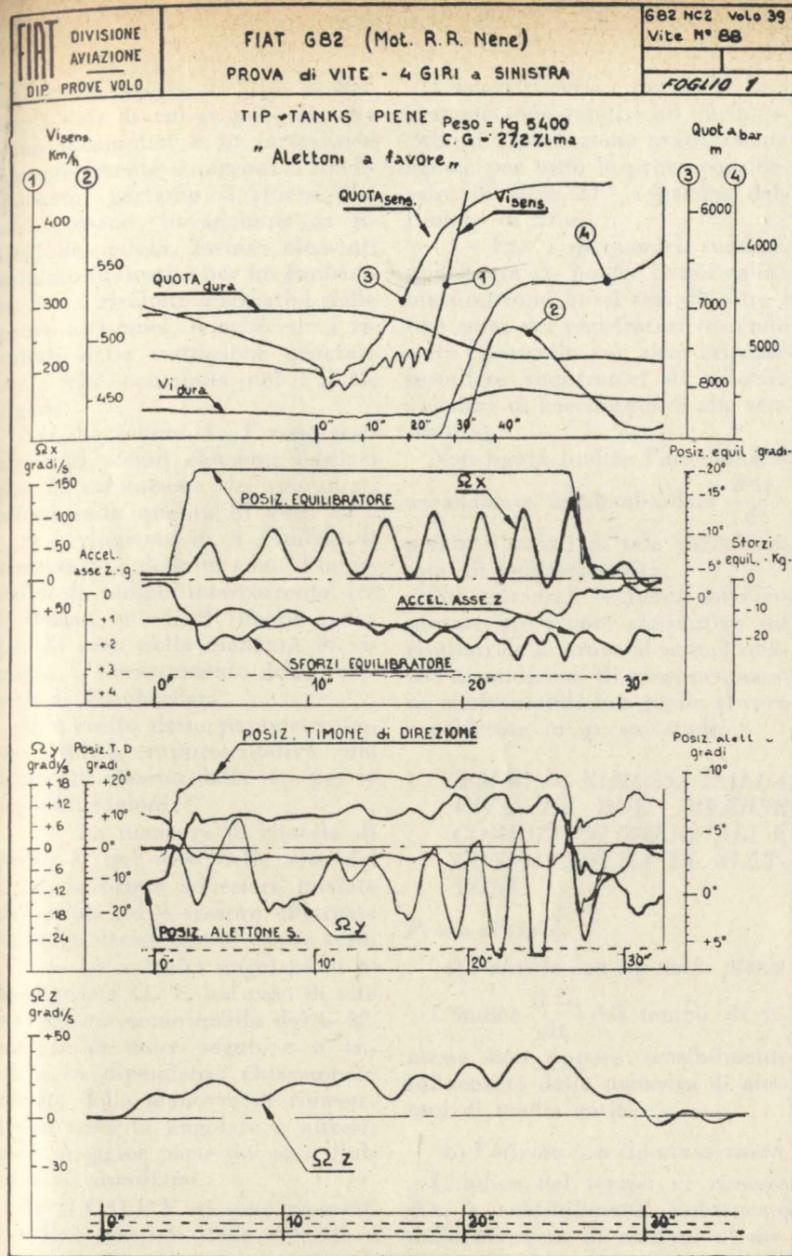
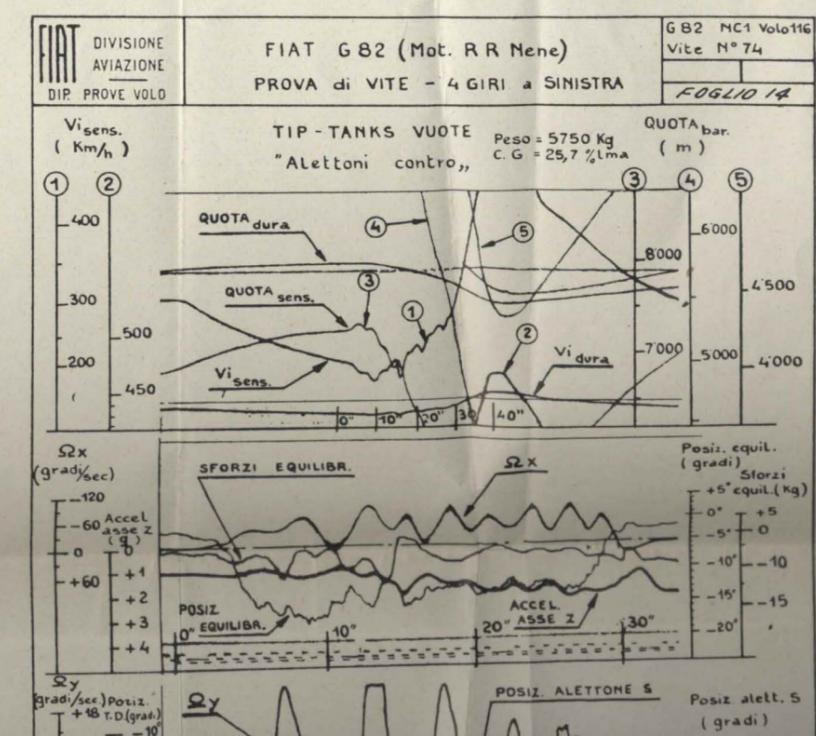
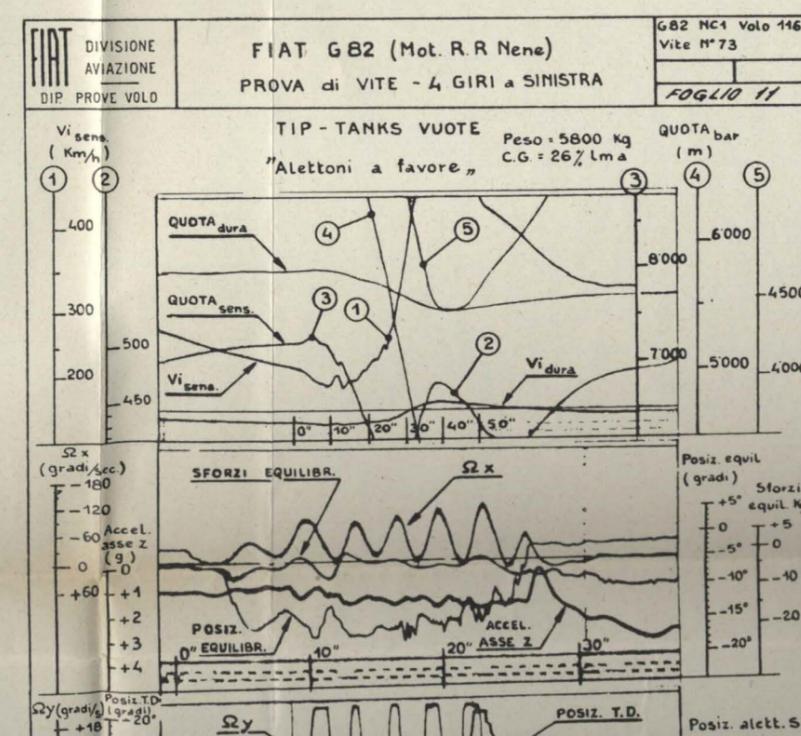
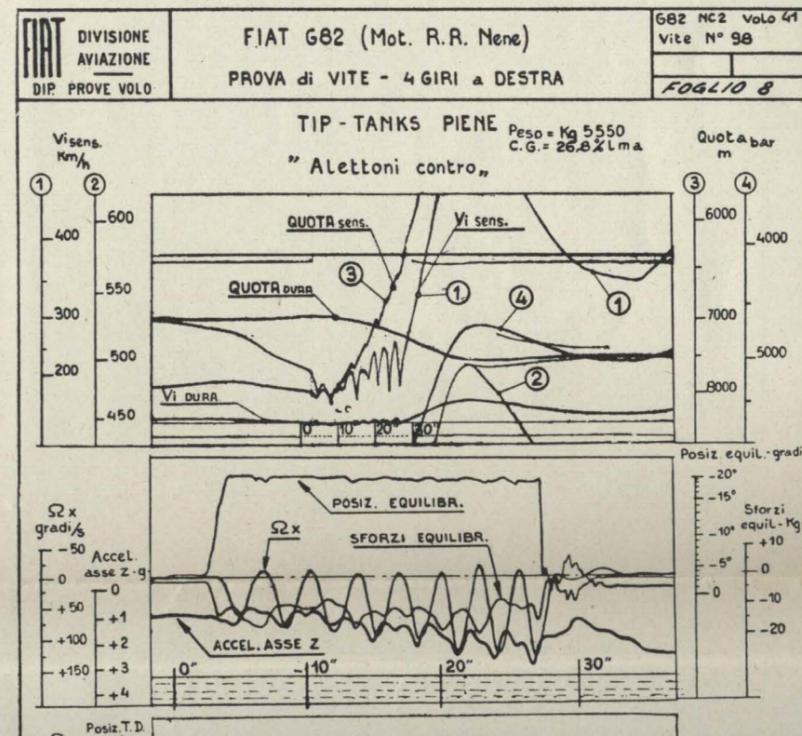
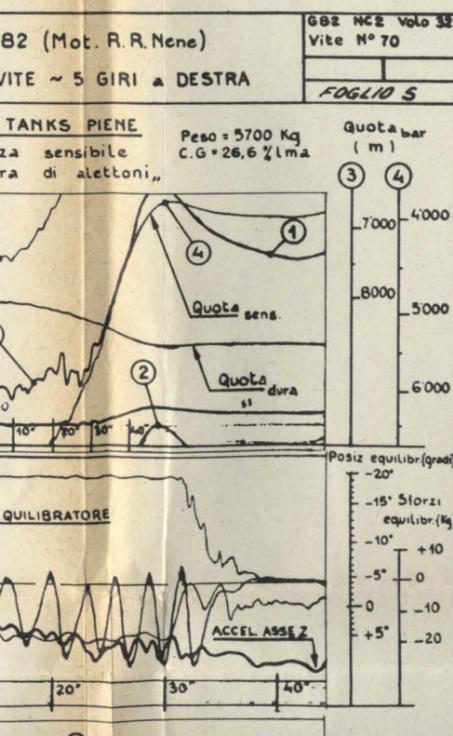
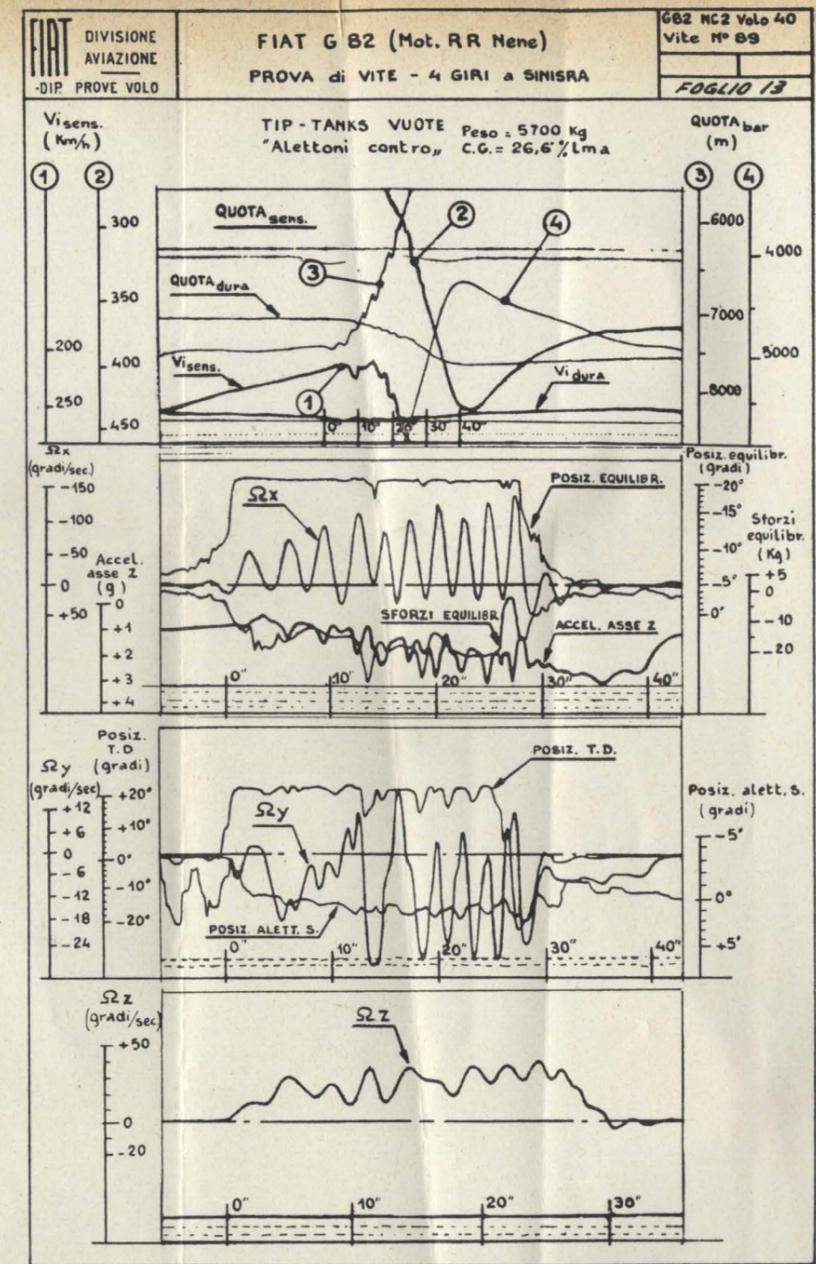
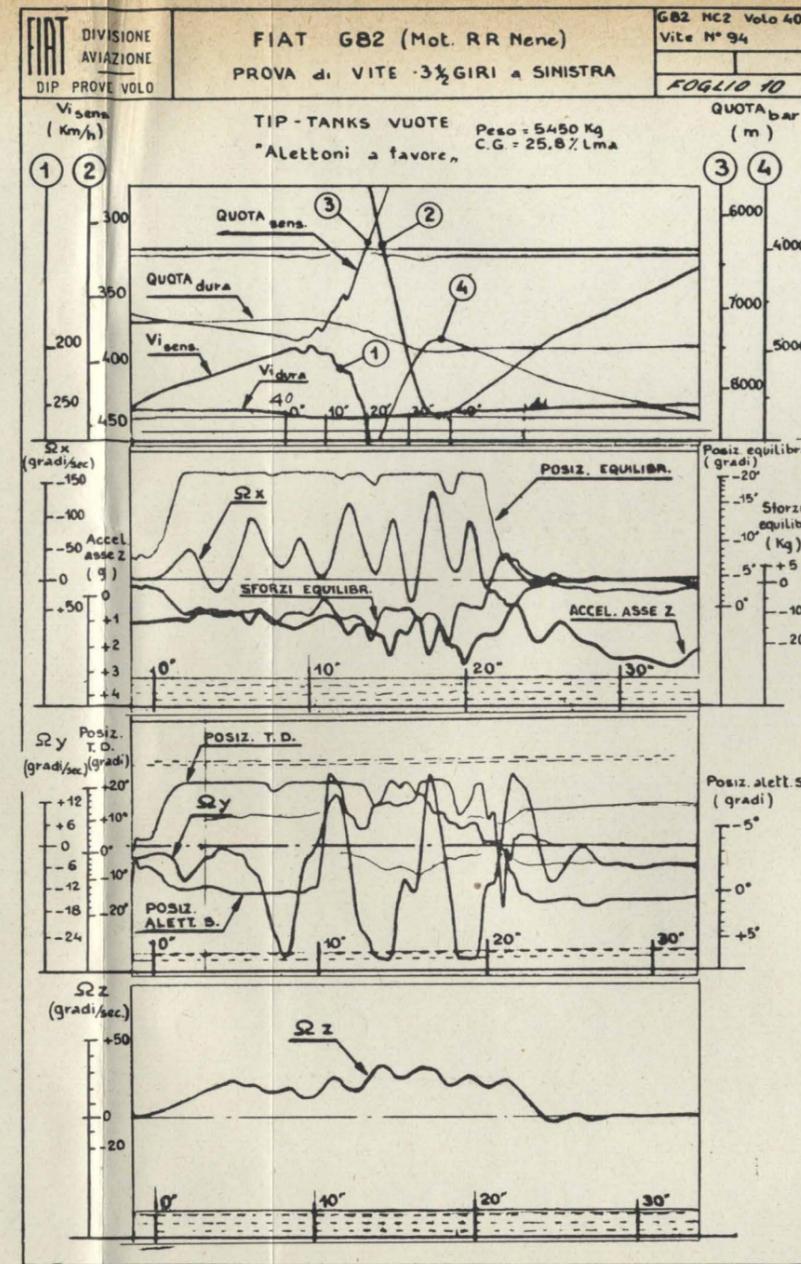
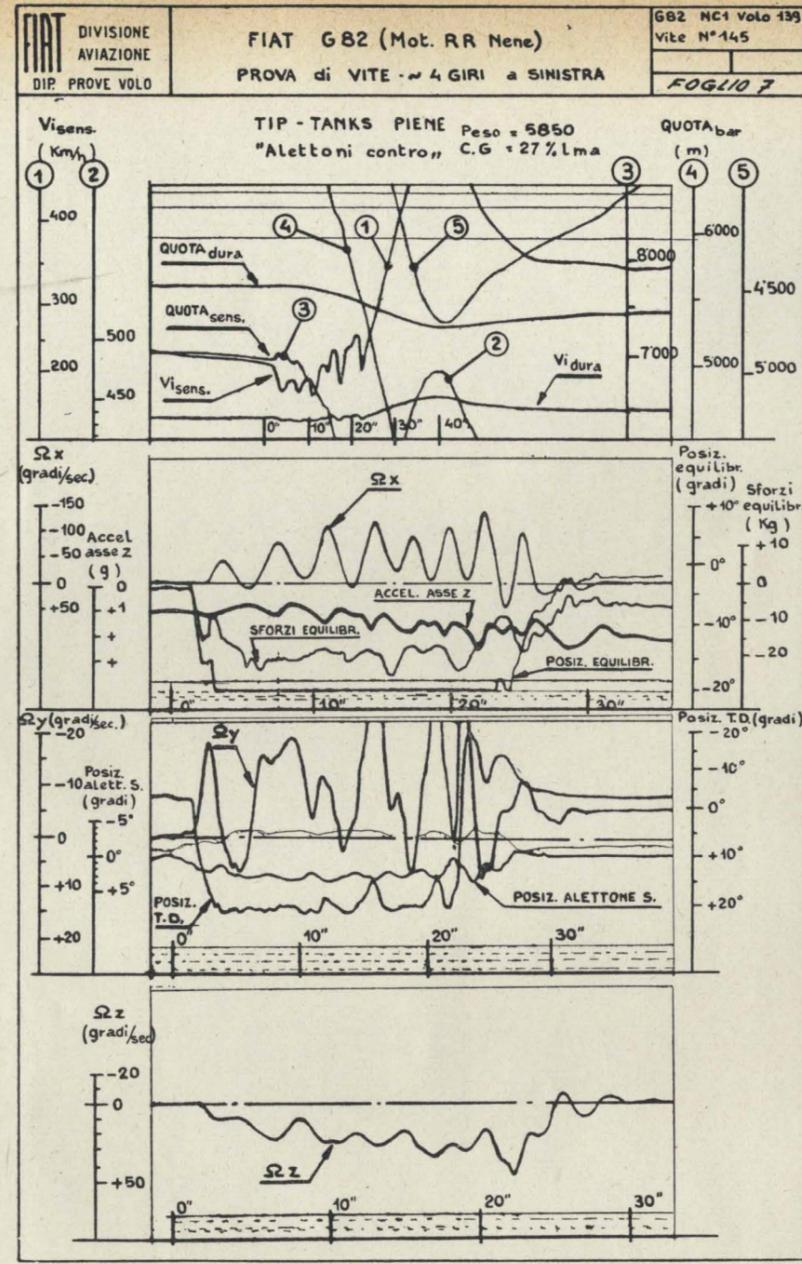
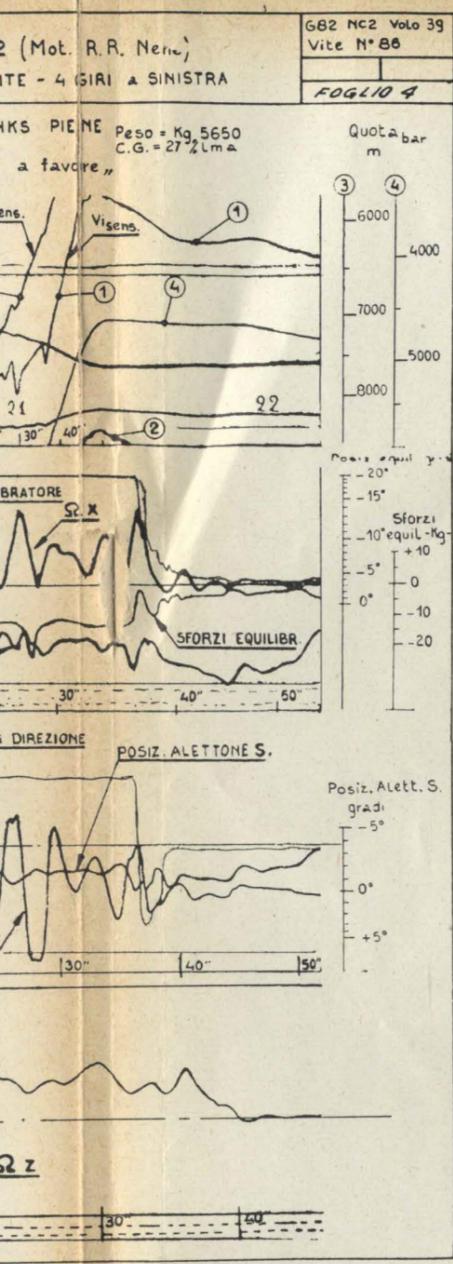


Fig. 12.





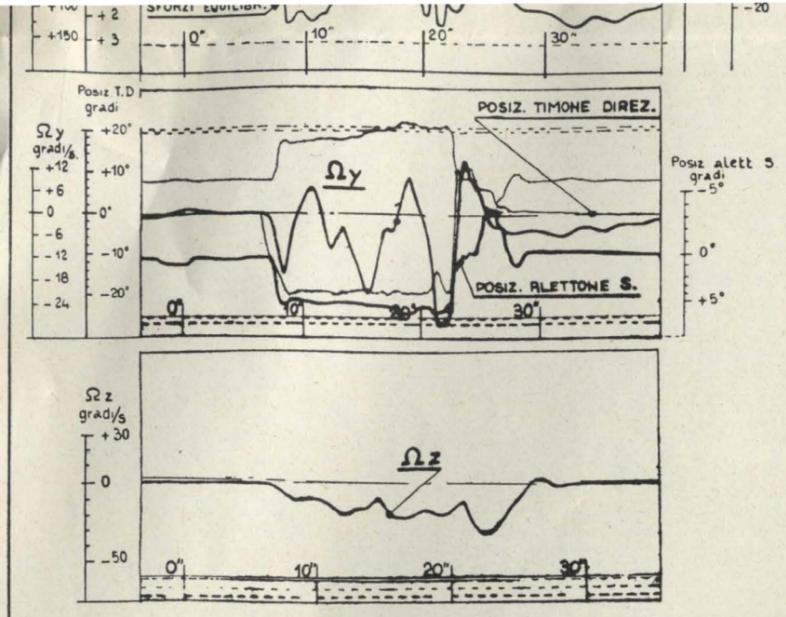


Fig. 2.

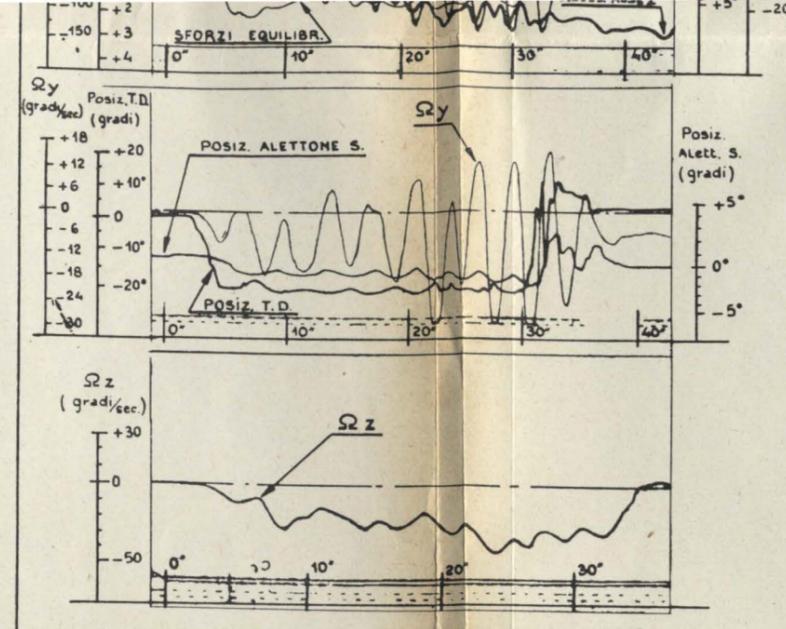


Fig. 5.

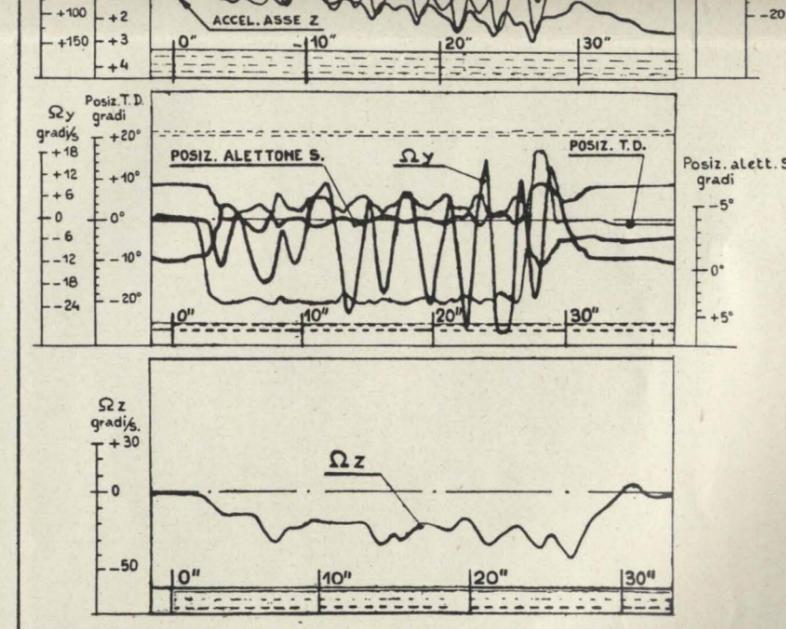


Fig. 8.

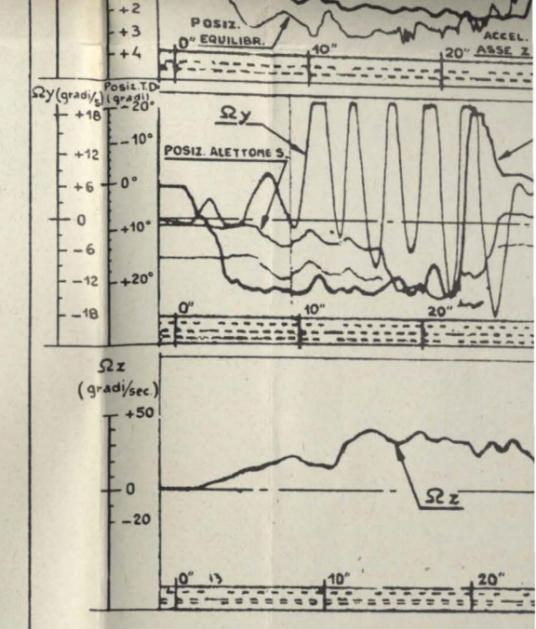


Fig. 11.

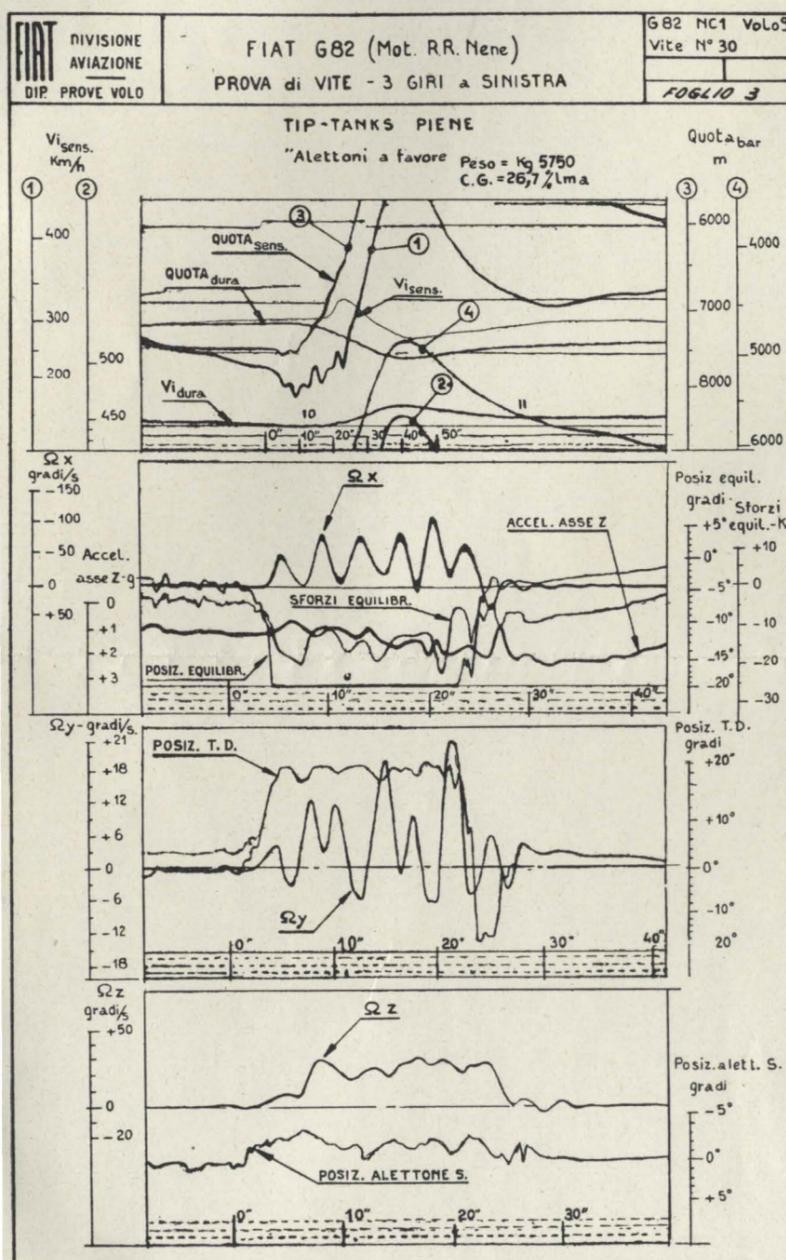


Fig. 3.

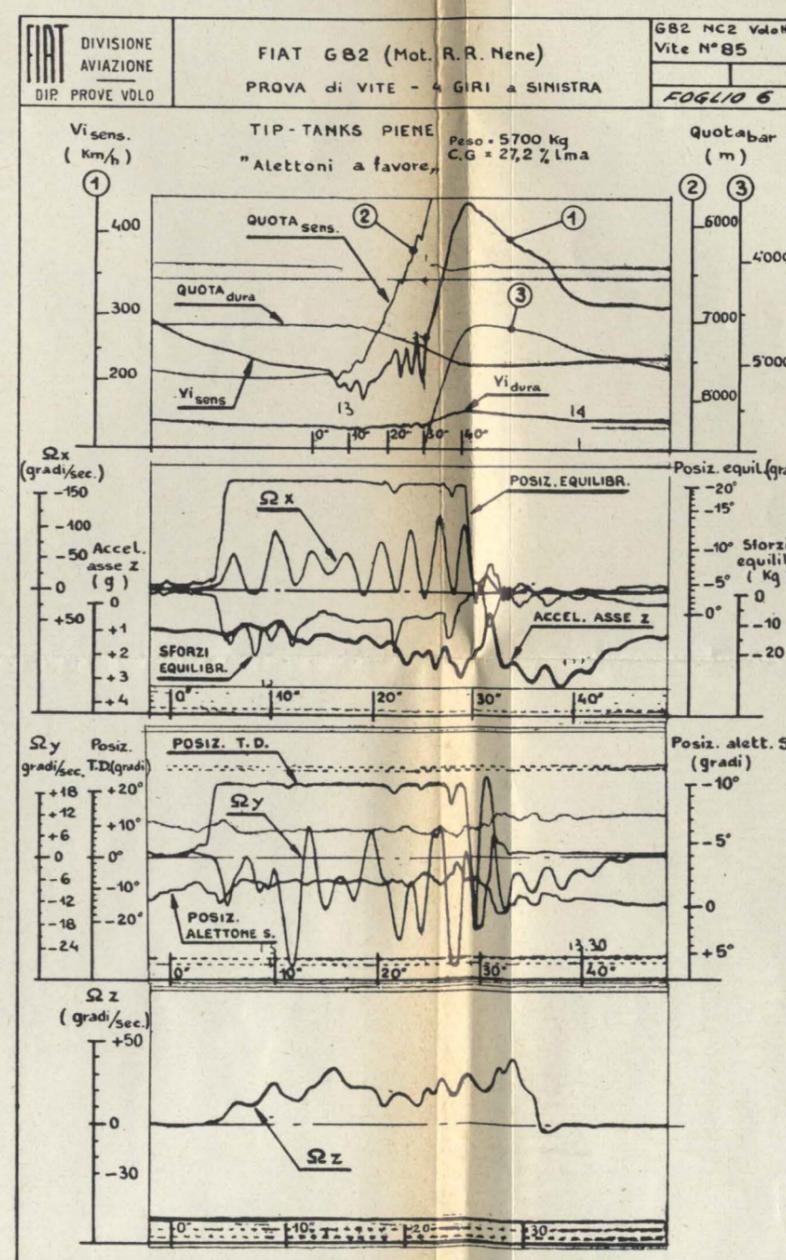


Fig. 6.

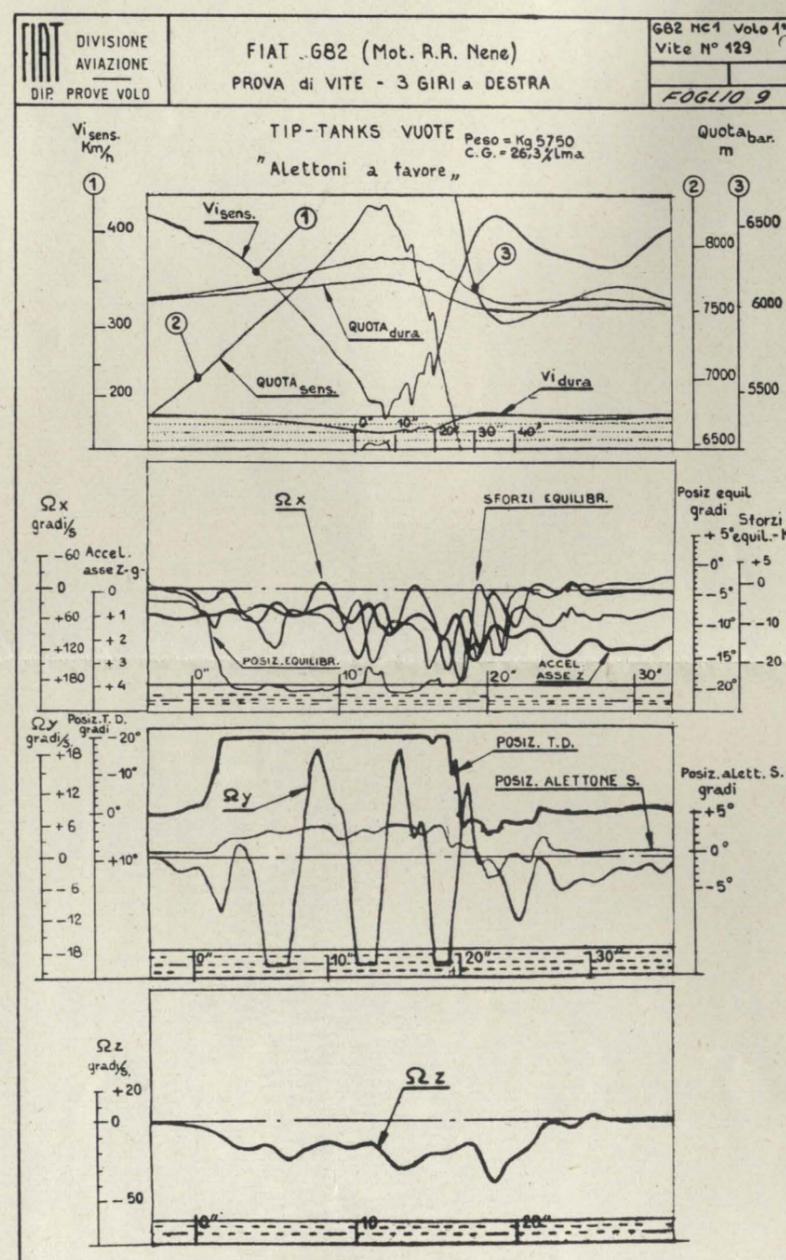


Fig. 9.

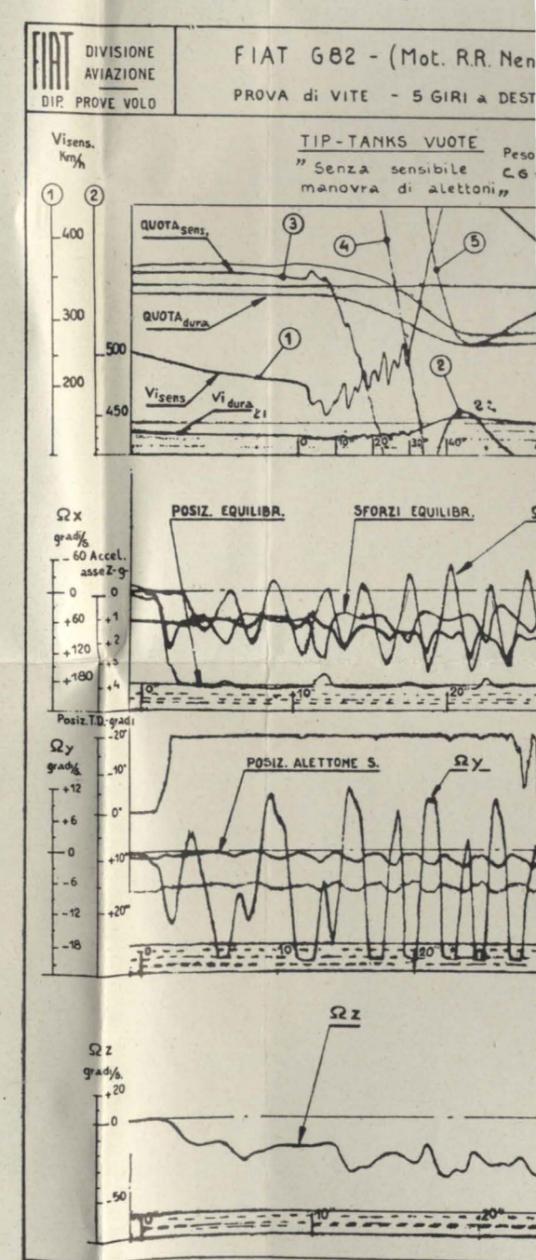


Fig. 12.

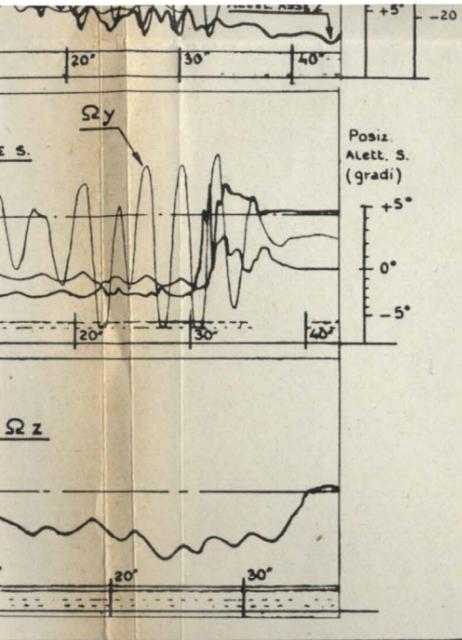


Fig. 5.

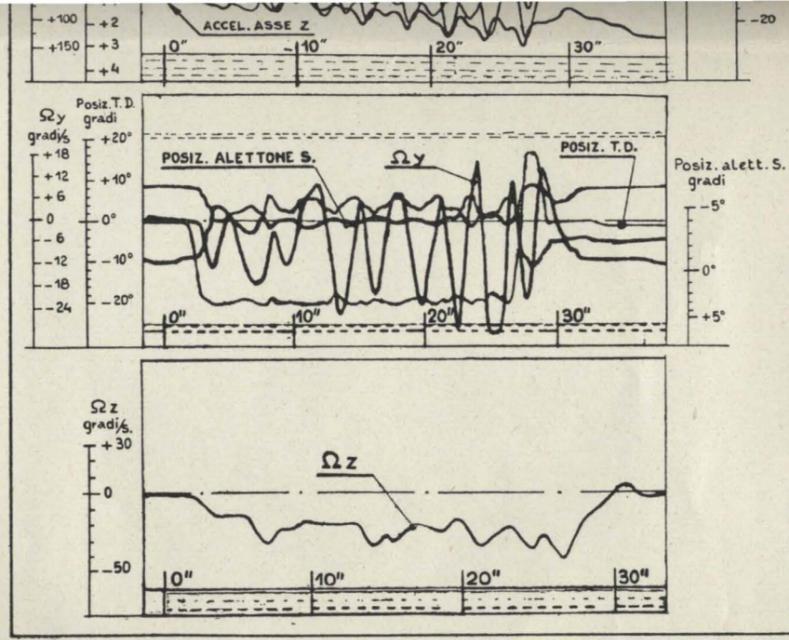


Fig. 8.

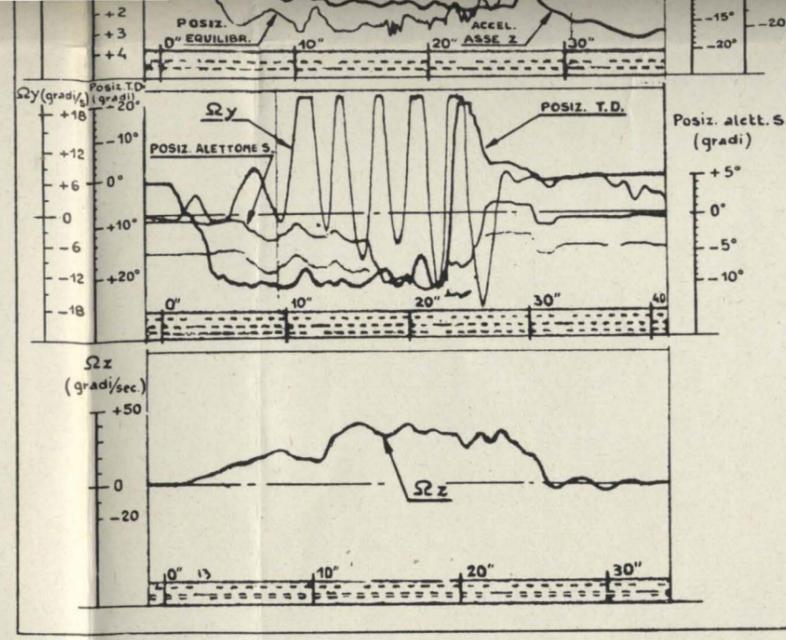


Fig. 11.

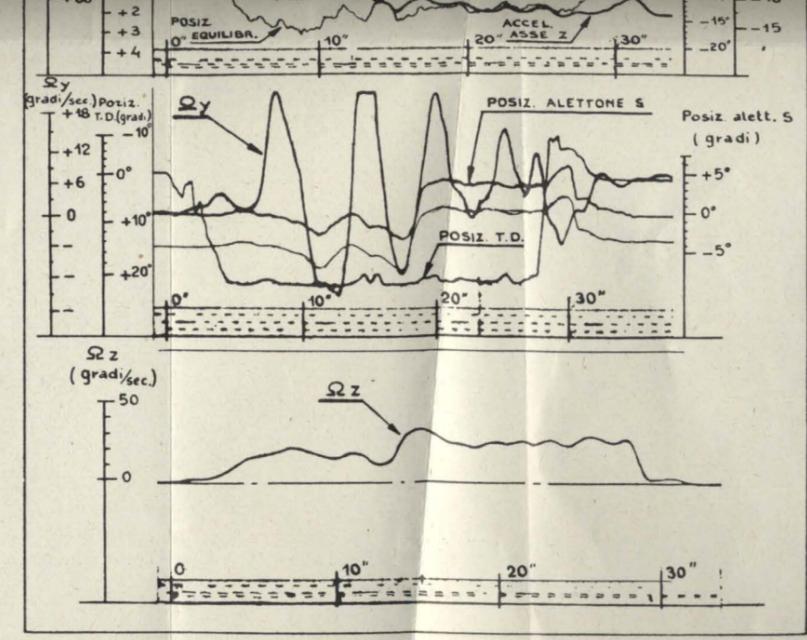


Fig. 14.

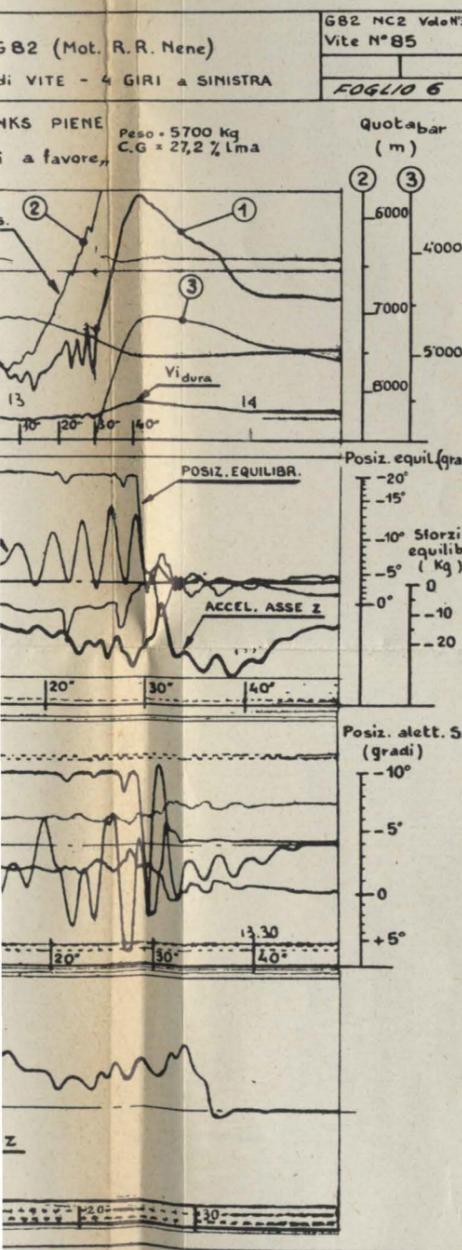


Fig. 6.

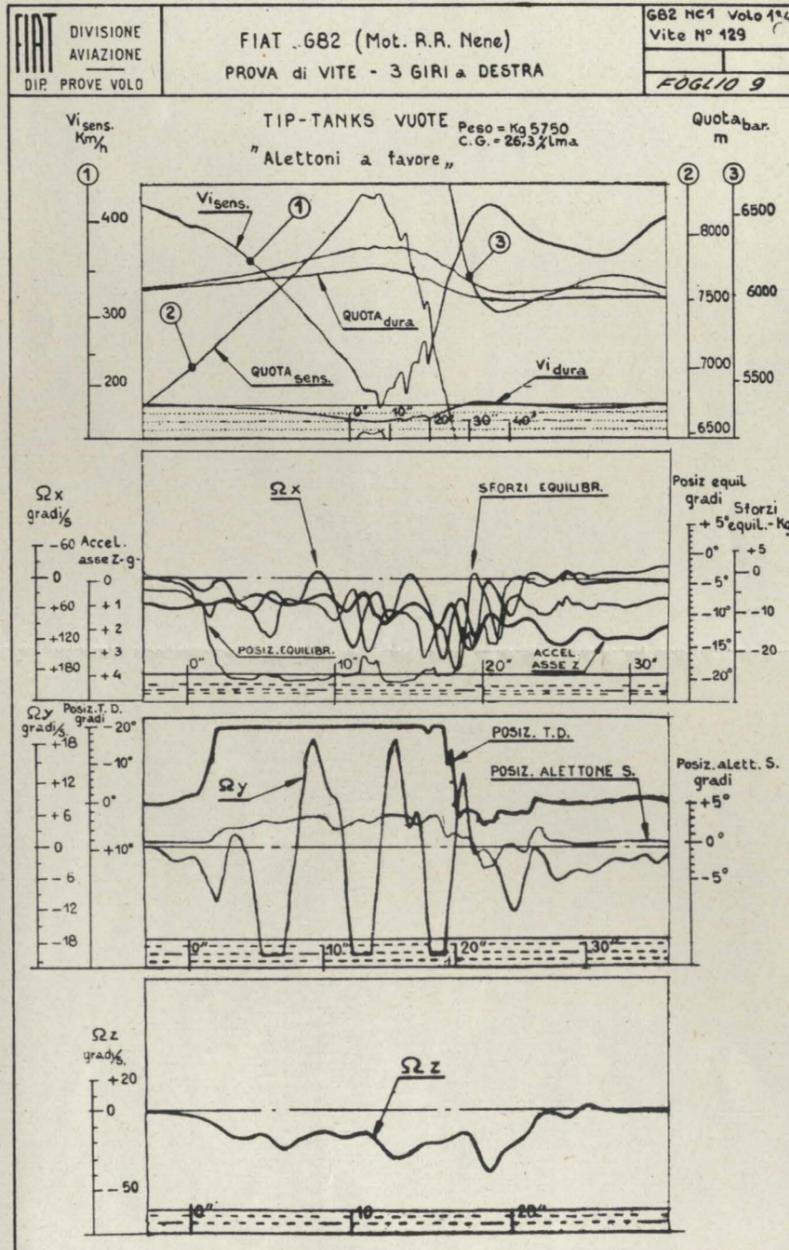


Fig. 9.

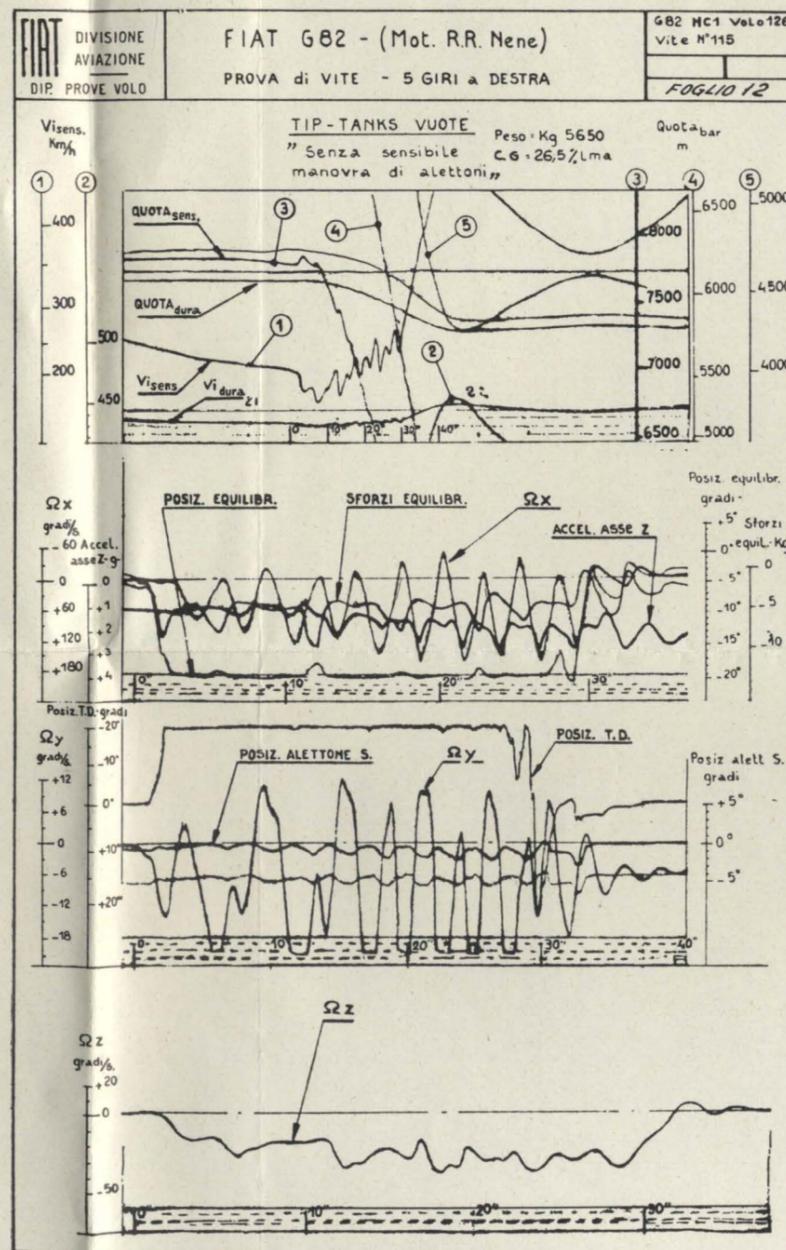


Fig. 12.

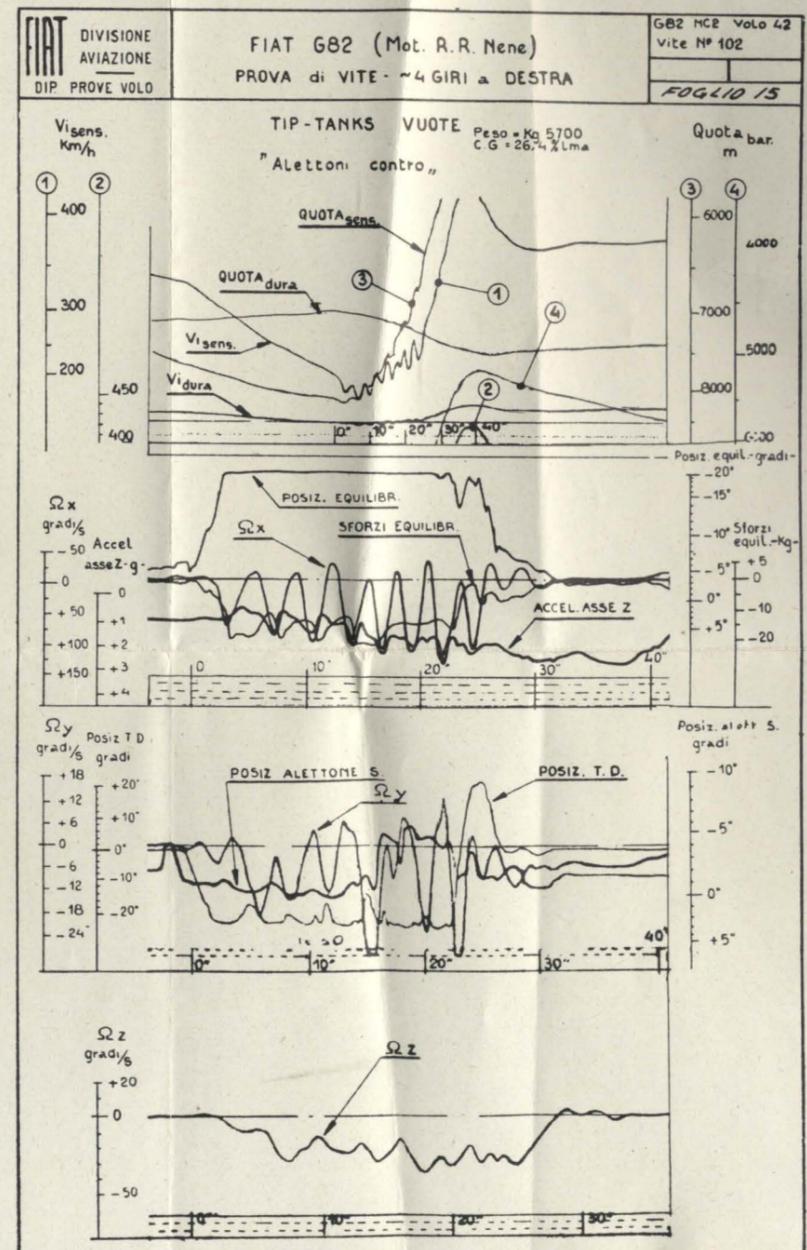


Fig. 15.

bensi col vincolo di altre esigenze, i dati di cui si può disporre sono incompleti e in forma non completamente omogenea e soddisfacente; pertanto si ritiene che essi possano, in aggiunta ai rilievi del pilota, fornire elementi soltanto indicativi per un confronto con i risultati qualitativi delle prove al tunnel, nonché con i risultati dalla trattazione generale della vite contenuta nel F.T.M. Agard.

Nei diagrammi A...F sono stati riportati alcuni elementi basilari per la valutazione dei sopradetti effetti sulle qualità di vite.

Si è riportato in A l'indice di rimessa  $\Delta t_z$ , definito come l'intervallo di tempo intercorrente fra il tempo in cui il timone passa per lo zero nella manovra di rimessa, e l'azzeramento della velocità di alambardata.

Si è scelto detto parametro come indice rappresentativo del tempo di rimessa dalla vite per le seguenti ragioni:

— La manovra di rimessa di piede è, nel caso della vite del G 82, la prima ad essere iniziata dal pilota ed è sempre effettuata in modo deciso fino al valore zero.

— La velocità angolare di alambardata  $\Omega_z$  è, nel caso di vite oscillatoria come quella del G 82, sempre di unico segno, e si annulla in dipendenza chiaramente diretta della manovra di rimessa. Detta velocità angolare è altresì, nella maggior parte dei casi, l'ultima ad annullarsi.

Su B.C.D.E.F. si sono riportati i valori massimi delle velocità e delle accelerazioni angolari  $\Omega_x$ ,  $\Omega_z$ ,  $\frac{\Omega_x}{dt}$ ,  $\frac{\Omega_z}{dt}$  e del fattore di carico  $n$  in dipendenza delle condizioni di prova.

Si sono considerati detti valori massimi dei parametri di rotazione del velivolo in vite come un aspetto caratteristico del comportamento dinamico del velivolo in vite.

Naturalmente detto aspetto è solo parzialmente indicativo del comportamento del velivolo; però nel caso di vite, come l'attuale fortemente oscillatoria, può dare una misura approssimativa delle punte di sollecitazione fisiologica che derivano al pilota dal moto del velivolo in vite.

I valori rilevati e portati in diagramma sono relativi ad un intervallo di osservazione praticamente eguale per tutte le prove considerate, di circa 20" a partire dall'inizio di vite.

— Fra i parametri suddetti non figura  $\Omega_y$  poiché i suoi valori massimi sono quasi sempre oltre i fine corsa dei registratori (essendo stato necessario per altre esigenze installare registratori di velocità angolare di beccheggio di alta sensibilità).

Non figura inoltre l'accelerazione angolare di alambardata  $\frac{d\Omega_z}{dt}$  poiché i valori di tale parametro sono di modesta entità.

Nei paragrafi seguenti sono riportate brevi note riassuntive sui risultati delle prove al tunnel relativi a condizioni di sperimentazione confrontabili con quelle al vero considerate in questo studio.

#### I - TEMPO DI RIMESSA DALLA VITE IN DUE DIVERSE CONDIZIONI INERZIALI E CON MANOVRA DI ALETTONI.

*Prove al vero.*

a) *Velivolo con tip-tanks piene.*

L'indice  $\frac{d\Omega_z}{dt}$  del tempo di rimessa non appare sensibilmente influenzato dalla manovra di alettoni di media entità.

b) *Velivolo con tip-tanks vuote.*

L'indice del tempo di rimessa  $\Delta t_z$  è sensibilmente influenzato dalla manovra di alettoni di media entità.

Quanto sopra sembra qualitativamente in accordo con le indicazioni della trattazione generale della vite del Flight Test Manual dell'AGARD per il quale (diagramma in fig. 8:9) la configurazione inerziale definita da  $1 - \frac{B}{A} = -1,75$  (tip - vuote) è caratterizzata da sensibile efficacia della manovra di alettoni sulla rimessa, mentre per  $1 - \frac{B}{A} = -0,75$  (tip - piene) detta efficacia risulta ridotta.

*Rilievi del pilota.*

I giudizi dei piloti concordano nel non rilevare sensibili diffe-

renze nell'uscita con tip-tanks piene e manovra di alettoni; con tip-tanks vuote invece si nota una rimessa più rapida e gradevole con alettone pro-spin anziché con alettone anti-spin.

*Prove al tunnel.*

Esaminando i dati contenuti nelle allegate note riassuntive sulle prove di vite al tunnel si rileva che la posizione degli alettoni influenza decisamente la rimessa dalla vite del modello sia con le tip-tanks piene che vuote. I giri necessari per la rimessa con alettoni anti-spin risulterebbero circa il doppio di quelli con alettoni pro-spin.

Dette prove concorderebbero pienamente con le prove in volo per quanto riguarda la configurazione con tip-tanks vuote, mentre non si avrebbe accordo con le prove in configurazione di tip-tanks piene.

Nei risultati di prove in volo con tip-tanks piene la apparente inefficacia nella manovra stessa ai fini della rimessa è da imputarsi probabilmente alla non elevata entità nella manovra di alettoni sperimentata.

*Conclusioni.*

L'accordo fra prove al tunnel e prove al vero per quanto riguarda l'aspetto particolare suddetto si può considerare solo parzialmente soddisfacente: però gli elementi dedotti dalle prove al tunnel hanno fornito al pilota collaudatore informazioni che mediamente sono state confermate dal giudizio del pilota, e pertanto sono risultati di efficace guida per la sperimentazione stessa.

#### II - LIVELLO MASSIMO DEI PARAMETRI DI ROTAZIONE DEL VELIVOLO IN VITE IN DIPENDENZA DELLA CONDIZIONE INERZIALE E DELLA MANOVRA DI ALETTONI.

*Prove al vero.*

a) *Velivolo con tip-tanks piene.*

Non si nota una sostanziale differenza sui valori massimi delle velocità angolari rilevate, in dipendenza della manovra di alettoni. Soltanto sul diagramma del-

le accelerazioni massime di rollio  $\frac{d\Omega_x}{dt}$  potrebbe rilevare una certa influenza degli alettoni sul valore massimo dell'accelerazione angolare stessa; con alettoni anti-spin si sono rilevati, cioè, valori maggiori.

Il fattore di carico massimo (osservato nel sopracitato intervallo dei primi 20" di vite) sembra essere influenzato dalla manovra di alettoni, seppure in modo non molto accentuato.

Il senso dell'influenza suddetta è sempre lo stesso: con alettoni anti-spin si hanno valori massimi del fattore di carico più elevati che con alettoni pro-spin.

b) *Velivolo con tip-tanks vuote.*

L'andamento generale dei suddetti parametri è simile a quello rilevato per la configurazione con tip-tanks piene. Si nota però una maggiore dispersione dei punti, dispersione che potrebbe essere la testimonianza di un comportamento più disordinato e imprevedibile del velivolo con tip-tanks vuote, anche se il livello dei valori massimi delle velocità e delle accelerazioni di rotazione del velivolo non raggiungono valori sensibilmente più elevati che nel caso di velivolo con tip-tanks piene.

*Rilievi dei piloti.*

Il giudizio dei piloti è quasi unanimemente concorde nel valutare la vite con tip-tanks piene più ordinata e prevedibile di quella con tip-tanks vuote.

Tale giudizio sembrerebbe in accordo con quanto detto sopra.

*Prove al tunnel.*

Esaminando le allegate note riassuntive sulle prove di vite si rilevano i seguenti elementi:

a) *Velivolo con tip-tanks piene.*  
La posizione degli alettoni anti-spin aumenta il tempo totale di un giro di circa il 40 % rispetto alla condizione con alettoni pro-spin.

b) *Velivolo con tip-tanks vuote.*

Non si nota influenza della posizione di alettoni sul tempo di un giro.

Si nota che i dati rilevati hanno una maggior dispersione che nella condizione a).

*Conclusioni.*

Dal confronto dei suddetti dati di prova al tunnel e al vero si possono trarre le seguenti conclusioni riassuntive:

a) Riferendosi al velivolo con tip-tanks piene non appare esservi accordo in merito all'influenza della posizione degli alettoni sulle caratteristiche dinamiche.

b) Riferendosi al velivolo con tip-tanks vuote sembra esservi accordo sull'influenza degli alettoni sulle caratteristiche dinamiche.

**CONCLUSIONI GENERALI**

Dagli elementi sopraesposti si può riassumere che, anche se in alcuni particolari non è emerso un soddisfacente accordo fra valori di prove al vero e rilievi di prove al tunnel, il confronto nel suo quadro sinottico ha fornito un accordo qualitativamente soddisfacente nei seguenti aspetti fondamentali:

1) La condizione inerziale del velivolo con tip-tanks piene (per cui  $1 - \frac{B}{A} = -0,75$ ) è mediamente associata con una vite più gradevole e ordinata.

2) La manovra di alettoni pro-spin mediamente ha effetti preferibili a quella anti-spin.

Quindi la sperimentazione al tunnel ha fornito sostanziali indicazioni preventive sul comportamento del velivolo; tali indicazioni hanno costituito una guida efficace per le prove al vero.

**G 82 PROVE DI VITE SU MODELLO AL TUNNEL**

— *Durata media di un giro di vite in dipendenza della posizione di alettoni.*

a) *Tip-tanks piene.*

Nelle prove eseguite con tip-tanks piene si nota che la durata media di un giro di vite dipende, a parità di altri fattori, dalla posizione degli alettoni.

Con alettoni a favore un giro di vite dura, in galleria, circa 1 secondo; con alettoni contro, dura circa 1,4 secondi.

b) *Tip-tanks vuote.*

Nelle prove eseguite con tip-tanks vuote la durata media di un giro è di circa 1 secondo, sia con alettoni a favore che contro; è però da notare che gli scarti in più e in meno rispetto a tale valore sono molto sensibili (fino 0,3 secondi).

**TABELLA I - G 82 PROVE DI VITE SU MODELLO AL TUNNEL**

— *Effetto della posizione degli alettoni sul numero di giri occorrenti alla rimessa.*

N. B. - La manovra di alettoni a favore e contro deve intendersi con comando a fondo corsa degli alettoni (a favore e contro).

1) **TIP-TANKS piene** TABELLA I. - VELIVOLO G 82 PROVE DI VITE SU MODELLO AL TUNNEL

Alettoni a favore		Alettoni neutri		Alettoni contro	
prova n.	n. di giri per l'uscita	prova n.	n. di giri per l'uscita	prova n.	n. di giri per l'uscita
81	0,5	78	1	75	1 - 1,5
82	1	79	1	76	1 - 1,5
87/3	0,5	87/2	1		
87/6	1	171	1		
174	0,5	172	1		
175	1				

Alettoni contro	
n. di giri per l'uscita	
	1 - 1,5
	1 - 1,5
	1,5
	2

ne alettone sinistro: gradi  
di barra equilibratore: Kg  
razione asse Z: « g »  
à angolare  $\Omega_x$ : gradi/s  
à angolare  $\Omega_y$ : gradi/s  
à angolare  $\Omega_z$ : gradi/s

li strumenti di quota e velocità  
due tracce sulla registrazione,  
ata una da elevata sensibilità  
ns, Vi sens) e l'altra di bassa  
(Quota dura, Vi dura).

**MODELLO AL TUNNEL**

**TIP-TANKS: VUOTE**

Peso (Kg)	C. G. (% l.m.a.)
5750	26,3
5450	25,8
5800	26,0
5650	26,5
5700	26,6
5750	25,7
5700	26,4

Diagramma delle derivate delle velocità angolari all'asse Y in funzione della media di alettoni.

Diagramma dell'accelerazione all'asse Z massima in funzione della posizione media di

- I parametri riportati in D, E, F, si riferiscono ai " di ogni prova di vite.  
G. Cerza - G. Ciampolini

$\Delta t_z$  = INTERVALLO DI TEMPO CHE INTERCORRE  
FRA L'AZZERAMENTO DI PIEDE NELLA MA-  
NOVRA DI RIMESSA ED IL SUCCESSIVO AZ-  
ZERAMENTO DELLA VELOCITA' ANGOLARE  
DI ALAMBARDATA ( $\Omega_z$ )

$\Delta t_z$   
(sec)

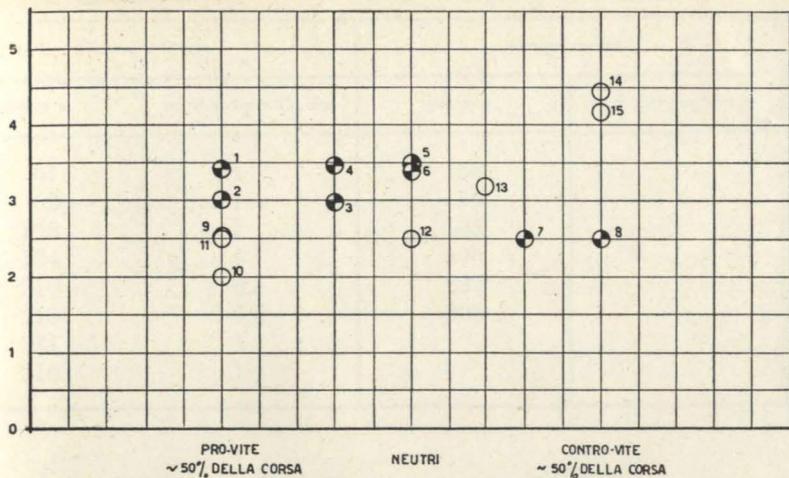


Diagramma A - Diagramma dell'intervallo di tempo che intercorre fra l'azzeramento di piede nella manovra di rimessa ed il successivo azzeramento della velocità angolare di alambardata in funzione della posizione media di alettoni.

$\Omega_{x \max}$   
gradi/sec

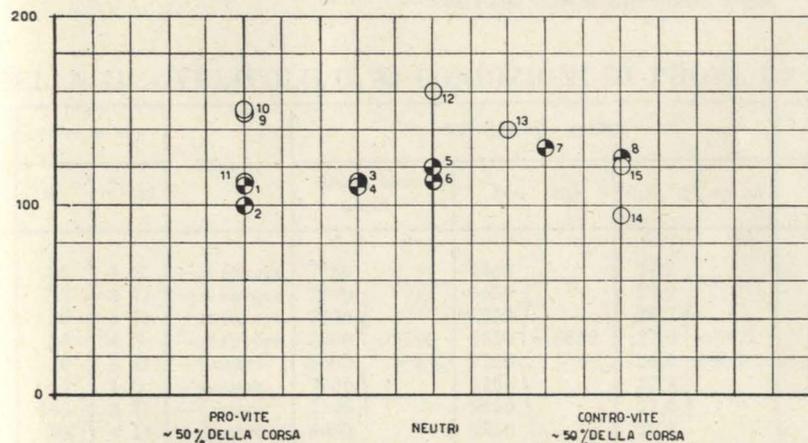


Diagramma B - Diagramma delle velocità angolari massime attorno all'asse X in funzione della posizione media di alettoni.

$\left(\frac{d\Omega_x}{dt}\right)_{\max}$   
gradi/sec<sup>2</sup>

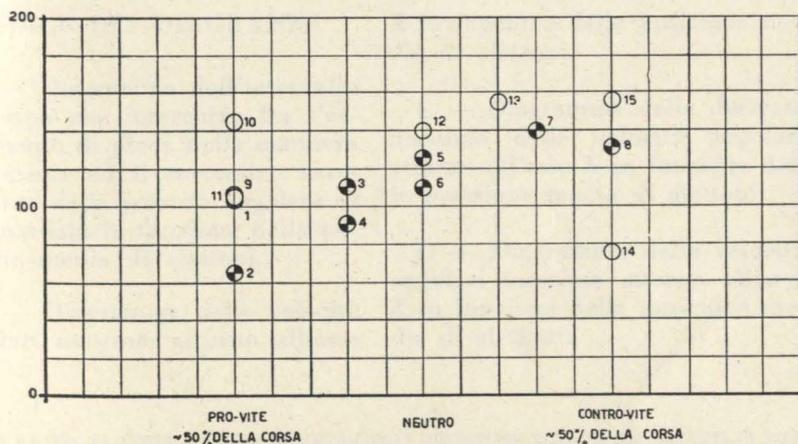


Diagramma C - Diagramma delle derivate massime delle velocità angolari attorno all'asse X in funzione della posizione media di alettoni.

$\Omega_z \max$   
gradi/sec

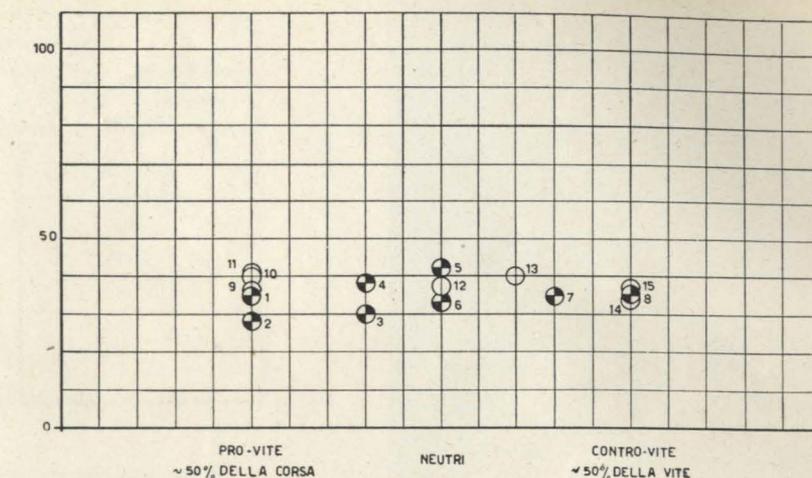


Diagramma D - Diagramma delle velocità angolari massime attorno all'asse Z in funzione della posizione media di alettoni.

$\left(\frac{d\Omega_y}{dt}\right)_{\max}$   
gradi/sec<sup>2</sup>

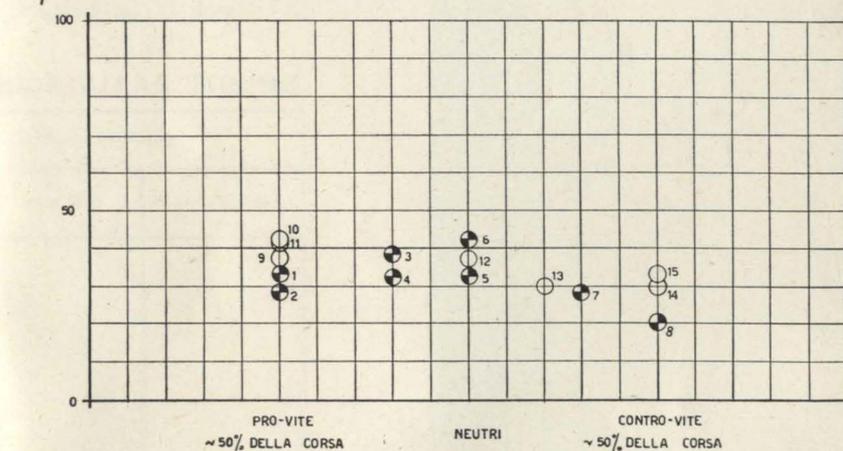


Diagramma E - Diagramma delle derivate massime delle velocità angolari attorno all'asse Y in funzione della posizione media di alettoni.

$n_{\max}$

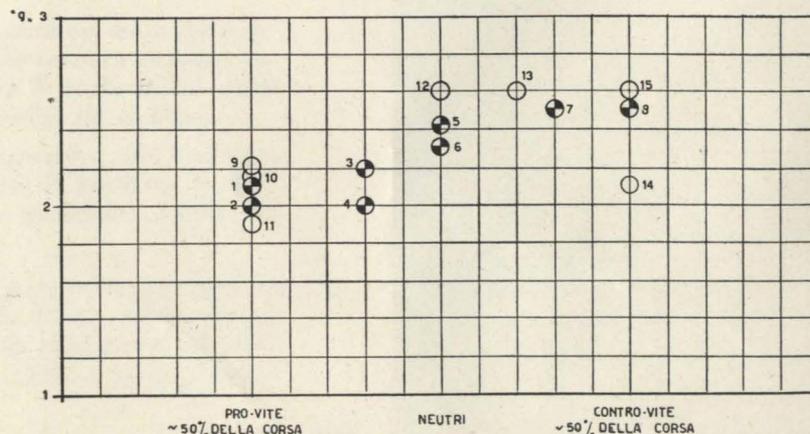


Diagramma F - Diagramma dell'accelerazione dell'asse Z massima in funzione della posizione media di alettoni.

Alettoni a favore		Alettoni neutri		Alettoni contro	
prova n.	n. di giri per l'uscita	prova n.	n. di giri per l'uscita	prova n.	n. di giri per l'uscita
61	1	58	1	55	1 - 1,5
62	1	59	1	56	1 - 1,5
108	1	105	1	102	1,5
104	1	106	1	103	2
210	0,5	207	1		
215	0,5	208	1		
211	1				
216	1				

Non vi è sensibile differenza nel comportamento del modello all'uscita con tip-tanks vuote o piene. Le uscite più lunghe corrispondono alla posizione di alettoni « contro » le più corte corrispondono alla posizione di alettoni « a favore ».

### SIMBOLI ADOTTATI NELLO STUDIO SULLE PROVE DI VITE

- A, B - Momenti d'inerzia del velivolo attorno agli assi x e y
- Quota sens: m
- Quota dura: m
- Vi sens: Km/h
- Vi dura: Km/h
- Posizione equilibratore: gradi
- Posizione timone direzione: gradi

- Posizione alettone sinistro: gradi
- Sforzi di barra equilibratore: Kg
- Accelerazione asse Z: « g »
- Velocità angolare  $\Omega_x$ : gradi/s
- Velocità angolare  $\Omega_y$ : gradi/s
- Velocità angolare  $\Omega_z$ : gradi/s

NOTA: Gli strumenti di quota e velocità forniscono due tracce sulla registrazione, caratterizzata una da elevata sensibilità (Quota sens, Vi sens) e l'altra di bassa sensibilità (Quota dura, Vi dura).

TABELLA II. - VELIVOLO G. 82 CONDIZIONI DI PROVA DI VITE SU MODELLO AL TUNNEL

Foglio N.	Prove di vite		Alettoni	TIP-TANKS: PIENE			TIP-TANKS: VUOTE		
	N.	N. Giri		Quota inizio (metri)	Peso (Kg)	C. G. (% l.m.a.)	Quota inizio (metri)	Peso (Kg)	C. G. (% l.m.a.)
1	88	4 S	-A favore	7850	5400	27,2			
2	97	3 D	-A favore	7700	5650	27,0			
3	30	3 D	-A favore	7400	5750	26,7			
4	86	4 S	-A favore	7800	5650	27,0			
5	70	5 D	-Contro	7400	5700	26,6			
6	85	4 S	-Contro	7700	5700	27,2			
7	145	3 D	-Contro	7100	5850	27,0			
8	98	4 D	-Contro	8000	5550	26,8			
9	129	3 D	-A favore				8300	5750	26,3
10	94	3½ S	-A favore				7400	5450	25,8
11	73	4 S	-A favore				7200	5800	26,0
12	115	5 D	-Contro				7800	5650	26,5
13	89	4 S	-Contro				7500	5700	26,6
14	74	4 S	-Contro				7200	5750	25,7
15	102	4 D	-Contro				7800	5700	26,4

### INDICE DEI DIAGRAMMI

A — Diagramma dell'intervallo di tempo che intercorre fra l'azzeramento di piede nella manovra di rimessa ed il successivo azzeramento della velocità angolare di alambardata in funzione della posizione media di alettoni.

B — Diagramma delle velocità angolari massime attorno all'asse

X in funzione della posizione media di alettoni.

C — Diagramma delle derivate massime delle velocità angolari attorno all'asse X in funzione della posizione media di alettoni.

D — Diagramma delle velocità angolari massime attorno all'asse Z in funzione della posizione media di alettoni.

E — Diagramma delle derivate massime delle velocità angolari attorno all'asse Y in funzione della posizione media di alettoni.

F — Diagramma dell'accelerazione dell'asse Z massima in funzione della posizione media di alettoni.

NOTA - I parametri riportati in B, C, D, E, F, si riferiscono ai primi 20" di ogni prova di vite.

G. Cerza - G. Ciampolini

# Il gruppo di lavoro A.G.A.R.D. per i regolamenti di collaudo statico dei velivoli

G. INCARBONE dà notizia su un lavoro di confronto tra alcuni Regolamenti aeronautici militari fatto in collaborazione con altri sei colleghi. Tale lavoro è attualmente in corso di stampa a cura dell'Advisory Group for Aeronautical Research and Development.

## Precedenti.

Accogliendo una proposta del Prof. Ing. G. Gabrielli in occasione della quarta Assemblea Generale dell'Advisory Group for Aeronautical Research and Development, AGARD, della NATO, presieduto dal Prof. Theodore von Kármán, che ebbe luogo a Scheveningen, Olanda, nel maggio del 1954, l'AGARD decise di porre allo studio un regolamento unificato relativo ai collaudi di robustezza dei velivoli militari, da svolgere sotto la supervisione del Prof. Gabrielli, membro del

Comitato Esecutivo AGARD. Successivamente, in occasione della riunione del Comitato Esecutivo AGARD che ebbe luogo a Torino, il 7 gennaio 1955, è stato formato un Gruppo di Lavoro per i Regolamenti Aeronautici, con lo scopo di sviluppare uno studio comparativo dei seguenti Regolamenti militari:

Francia - Ministère de la Defense Nationale - Règlements AIR.

Italia - Direzione Generale Costruzioni Aeronautiche - Norme per il collaudo degli Aeromobili.

U.K. - Ministry of Supply - Air Publication 970.

U.S.A. - Military Specification A.N., A.N.C., MIL. ecc.

Il Gruppo di Lavoro è composto dalle seguenti persone, appartenenti alla Divisione Aviazione della FIAT:

Dr. Ing. Gaetano Incarbone, Rappresentante del Gruppo; Dr. Ing. Mario Bernardi; Dr. Ing. Giorgio Danieli; Dr. Ing. Franco Ferrero; Dr. Ing. Lucio La Rocca; Dr. Ing. Riccardo Mautino; Dr. Ing. Ugo Sacerdote.

La prima parte del Lavoro è basata sulle prescrizioni riguardanti le qualità di volo ed i carichi agenti sulle strutture. Que-

sta prima parte, a causa delle difficoltà incontrate nel rilascio di alcune USA Specifications di importanza fondamentale, è stata ultimata solo recentemente ed è in corso di stampa da parte dell'AGARD.

La seconda parte costituisce una estensione del lavoro, proposta dal Gruppo ed approvata dai Membri del Flight Test Panel durante il Meeting AGARD di Roma del 20-25 febbraio 1956, in base alla documentazione sullo stato del lavoro già fatto, presentato in quella occasione. Questa estensione del lavoro riguarda le prescrizioni generali di disegno e quelle riguardanti i motori e le installazioni.

## Sviluppo del Lavoro.

Innanzitutto gli argomenti contenuti nelle quattro serie di Regolamenti considerati sono stati suddivisi secondo una classificazione molto simile a quella del Regolamento Internazionale Civile ICAO, salvo delle varianti apportate per comprendere tutte le voci considerate nei Regolamenti da confrontare.

Il lavoro, interamente in lingua inglese come richiesto dall'AGARD, è stato presentato accostando il contenuto delle quattro serie di Regolamenti riguardanti lo stesso argomento, in modo da rendere immediatamente evidente una similarità, divergenza o mancanza tra i vari Regolamenti, su ogni argomento considerato. Il confronto è limitato alle reali « prescrizioni » perché, salvo pochissime eccezioni, le « raccomandazioni » non sono state considerate.

Per alcuni argomenti che più si prestano, il contenuto del testo è stato sintetizzato in tavole di cui alcune sono state qui riportate come esempio.

Nella fig. 1 è riportata la tavola 2.4 VIII, riguardante le prove di avvistamento richieste dai regolamenti inglesi e da quelli americani.

La fig. 2 riproduce la tavola 3.3 I riguardante i diagrammi delle condizioni fondamentali di volo senza accelerazioni di beccheggio.

TABLE 3.3-I

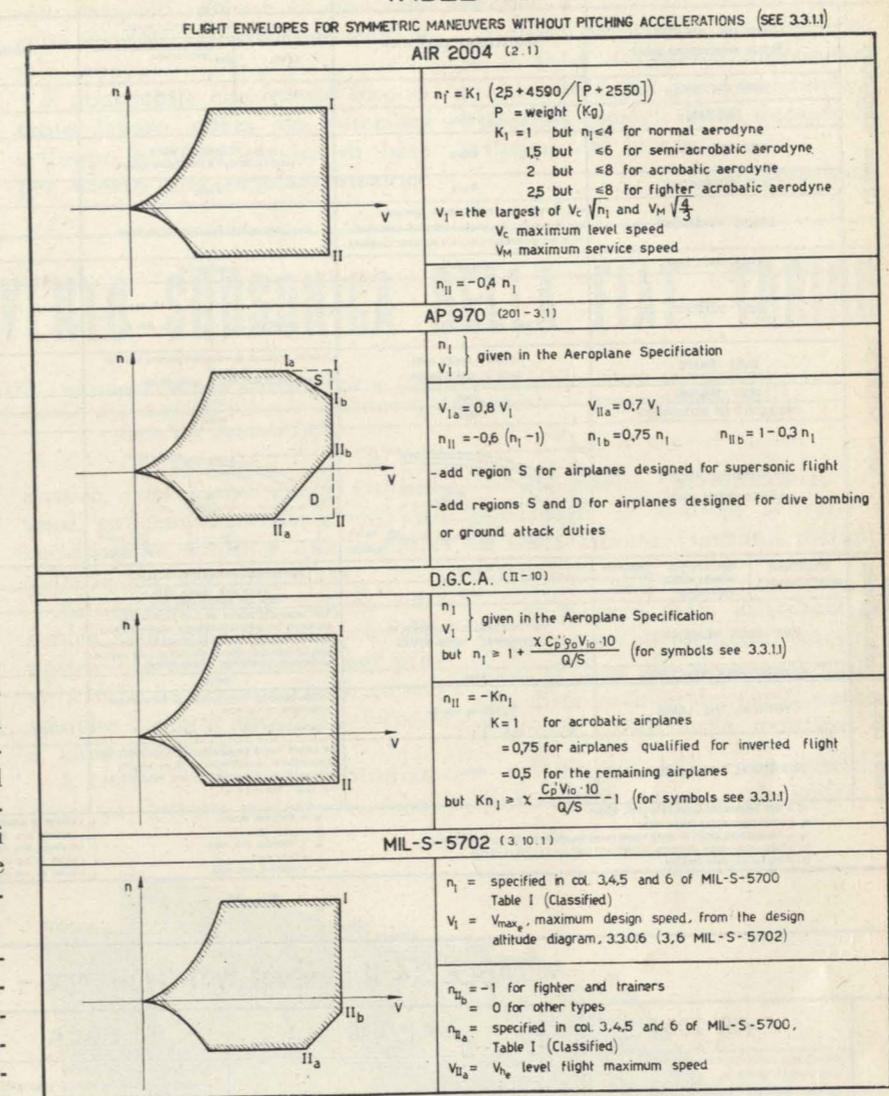


Fig. 2.

La fig. 3 riproduce invece la tavola 3.3 IX riguardante le condizioni di raffica perpendicolare al piano di simmetria del velivolo, in condizioni di volo normali.

Infine, nella fig. 4 è riportata la tavola 3.4 II, una di quelle riguardanti i carichi sugli organi di atterramento.

Come si vede, nelle tavole riassuntive è evidente l'immediatezza del confronto tra le prescrizioni sull'argomento considerato. Purtroppo si è dovuto limitare il numero delle tavole a 34 per non appesantire il lavoro, essendo già il testo molto esteso.

Lo sviluppo del lavoro, apparentemente semplice, ha incontrato delle difficoltà sia a causa della grande varietà delle prescrizioni da scegliere per il confronto,

sia perché non si è potuto avere a disposizione fin dall'inizio del lavoro tutta la documentazione occorrente per tale scelta.

Poiché si tratta di regolamenti che per la maggior parte vengono di frequente elaborati, è evidente la difficoltà di basare il lavoro su una documentazione aggiornata circa alla stessa data. A questo riguardo va notato che le prescrizioni italiane D.G.C.A. sono state riportate, pur essendo considerate non aggiornate dal 1940, perché è stato ritenuto interessante il loro confronto con le altre prescrizioni.

Impostato e sviluppato così il lavoro, si ritiene che sia stato raggiunto lo scopo proposto, che è di fare il punto sulla situazione attuale, onde creare una base per una auspicabile unificazione anche

Fig. 1.

TABLE 2.4-VIII - REQUIRED SPIN TESTS

AIR 2002	A.P. 970- (104-7 & 601-6)						D.G.C.A.	MIL-S-25015 (PAGE 5 TABLE I)						
	TYPE OF SPIN	ENTRY	LOADING	NUMBER OF TURNS BEFORE START OF RECOVERY				TYPE OF SPIN	ENTRY	LOADING	NUMBER OF TURNS BEFORE START OF RECOVERY			
				PRIMARY TRAINERS	INTERMEDIATE TRAINERS	FIGHTERS					CATEGORY 1	CATEGORY 2	CATEGORY 3	CATEGORY 3a
NIHIL	ERECT SPIN CLEAN CONFIGURATION	FROM STRAIGHT ERECT STALL	X	3 AND 8	4	2**	ERECT SPIN CLEAN CONFIGURATION	FROM POWER-OFF STRAIGHT ERECT STALL	AFT.	5	5	3	3	
			Y	3 AND 8	4	2**			FUSELAGE	5	5	—	—	
			Z	3 AND 8	4	2**			WING	5	5	—	—	
	ERECT SPIN CLEAN CONFIGURATION	FROM TURNING FLIGHT; POWER FOR LEVEL FLIGHT AT 1.3 TIMES STALLING SPEED	X	3	3	2	ERECT SPIN CLEAN CONFIGURATION	FROM 25% TURN; POWER (THRUST) FOR CONSTANT ALTITUDE ON THROUGH FIRST TURN	AFT.	5	5	5	3	
			Y	—	—	—			FUSELAGE	—	—	5	3	
			Z	—	—	—			WING	—	—	5	3	
	ERECT SPIN LANDING CONFIGURATION	FROM STRAIGHT ERECT STALL	X	2	2	—	ERECT SPIN LANDING CONFIGURATION	FROM POWER-OFF STRAIGHT ERECT STALL	AFT.	1	1	1	—	
			Y	2	2	—			—	—	—	—		
			Z	2	2	—			—	—	—	—		
	HIGH ALTITUDE ERECT SPIN CLEAN CONFIGURATION	FROM STRAIGHT ERECT STALL AT THE SERVICE CEILING	X	—	4***	2	INVERTED SPIN CLEAN CONFIGURATION	FROM POWER-OFF STRAIGHT INVERTED STALL	AFT.	—	2	2	—	
			Y	—	4***	2			—	—	—	—		
			Z	—	4***	2			—	—	—	—		
HIGH ALTITUDE ERECT SPIN CLEAN CONFIGURATION	FROM STRAIGHT ERECT STALL AT COMBAT CEILING, POWER (THRUST) FOR LEVEL FLIGHT ON THROUGH FIRST TURN	AFT.	—	—	5 <sup>oo</sup>	5 <sup>oo</sup>	HIGH ALTITUDE ERECT SPIN CLEAN CONFIGURATION	FROM STRAIGHT ERECT STALL AT COMBAT CEILING, POWER (THRUST) FOR LEVEL FLIGHT ON THROUGH FIRST TURN	AFT.	—	—	5 <sup>oo</sup>	5 <sup>oo</sup>	
		FUSELAGE	—	—	5 <sup>oo</sup>	5 <sup>oo</sup>			—	—	5 <sup>oo</sup>	5 <sup>oo</sup>		
		WING	—	—	5 <sup>oo</sup>	5 <sup>oo</sup>			—	—	5 <sup>oo</sup>	5 <sup>oo</sup>		

\* SPINS SHALL BE MADE WITH THE ENGINE(S) THROTTLED

\*\* ON TWIN-ENGINE AEROPLANES RECOVERY SHOULD, IF POSSIBLE, BE MADE WITHOUT RECOURSE TO THE DIFFERENTIAL USE OF ENGINES

\*\*\* ONLY IF THE SERVICE CEILING IS ABOVE 25,000 FT.

o THROTTLE CLOSED OR AT FLIGHT IDLE SETTING

oo ONE SPIN ONLY, WITH AILERONS NEUTRAL, REQUIRED ONLY IF COMBAT CEILING IS MORE THAN 10,000 FT. ABOVE STARTING ALTITUDE FOR OTHER SPINS

TABLE 3.3.-IX - GUST PERPENDICULAR TO THE PLANE OF SYMMETRY-NORMAL FLIGHT

REQUIREMENTS		AIR 2004 (2.601)	AP 970 (203)	D.G.C.A. (2-2)	MIL-S - 5702 (4.1.2.2.3)
DESIGN CONDITIONS	AIRPLANE ATTITUDE (Before encountering gust)	UNACCELERATED LEVEL FLIGHT	UNACCELERATED LEVEL FLIGHT	UNACCELERATED LEVEL FLIGHT	UNACCELERATED LEVEL FLIGHT
	AIRPLANE SPEED	$V_c$	$0.9 V_w$ $0.9 V_0$	$V_w$	ALL SPEEDS ON THE GUST ENVELOPE (Table 3.3-V)
	ALTITUDE	NIHIL	ALL	SEA LEVEL	ALL DESIGN ALTITUDES
	AIRPLANE WEIGHT	NIHIL	ALL WEIGHTS BETWEEN MAX. TO. WEIGHT & MIN. FLYING WEIGHT	NIHIL	ALL DESIGN WEIGHTS
	C.G. CONDITIONS	NIHIL	NIHIL	NIHIL	NIHIL
GUST STRUCTURE	GUST DIRECTION	HORIZONTAL	HORIZONTAL	HORIZONTAL	HORIZONTAL
	GUST VELOCITY	52.5 fps at $V_c$	50 fps at $0.9 V_w$ 25 fps at $0.9 V_0$	32.8 fps at $V_w$	FIGHTERS & TRAINERS: 55 Fps at $V_w$ 25 Fps at $V_0$ ALL OTHER TYPES: 75 Fps at $V_w$ 25 Fps at $V_0$
	GUST SHAPE	SHARP - EDGED GUST WITH $T_0$ GIVEN BELOW	a) LINEAR INCREASE WITH GRADIENT DISTANCE OF 100 FT WITH $T_0$ GIVEN BELOW b) SHARP-EDGED GUST WITH $T_0$ GIVEN BELOW	NIHIL	a) SINUSOIDAL GUST OF 25 WING M.A.C. LENGTHS OR b) SHARP-EDGED GUST WITH $K_{GV}$ GIVEN BELOW
	GUST SPACING	NIHIL	NIHIL	NIHIL	SINGLE WAVE
	FREQUENCY OF OCCURRENCE	NIHIL	NIHIL	NIHIL	(SEE TABLE 3.3-VII)
STRESSING ASSUMPTIONS	TRANSIENT AERODYNAMICS	NIHIL	FOR RAPIDLY INCREASING INCIDENCE FROM WIND TUNNEL TESTS OR FROM RAE REPORT A011	NIHIL	WITHOUT CONSIDERATION OF UNSTEADY LIFT PHENOMENA
	RIGID BODY REACTIONS	THE GUST LOAD IS BALANCED BY APPROPRIATE INERTIA FORCES	TRIM UNCHANGED DURING THE GUST PASSAGE AND BALANCING TAIL LOAD REDISTRIBUTED ASYMMETRICALLY AIRPLANE ANGULAR VELOCITY NEGLECTED FOR SHARP-EDGED GUSTS AND GUST LOADS ADDED TO THE STEADY FLIGHT LOADS & BALANCED BY APPROPRIATE INERTIA FORCES	NIHIL	NIHIL
GUST LOADS	VERTICAL TAIL LOADS	$T_v \frac{S}{S_v} a_v U V_c S_v$	a) FROM DETAILED CALCULATIONS OF THE AIRPLANE RESPONSE TO THE GUST. b) SHARP-EDGED GUST: $F_v \frac{S}{S_v} a_v U V_c S_v$	$K V_w S_v$ WHERE $K = 1.8 \frac{S_v}{S} = 0.9 \frac{l}{k V_w}$	$K_{GV} \frac{S}{S_v} a_v U V_c S_v$
	HORIZONTAL TAIL LOADS	NIHIL	THE STEADY FLIGHT BALANCING TAIL LOAD SHALL BE REDISTRIBUTED ASYMMETRICALLY TO AN AMOUNT APPROPRIATE TO THE EFFECTIVE YAW PRODUCED BY THE GUST (SEE 3.3.3.2.2.)	NIHIL	NIHIL

Fig. 3.

TABLE 3.4-II-LANDING WITH HIGH DRAG -

	AIR 2004 (3.22)	A.P. 970 (304-9)	D.G.C.A. (V-24)	ANC 2 (2.3)
TAIL WHEEL LANDING GEAR TYPE	UNFACTORED LOADS ON EACH WHEEL MAX LANDING WEIGHT $W_L$ $P_L$ FULLY AIRBORNE - ENGINE OFF - LANDING CONDITIONS	UNFACTORED LOADS ON EACH WHEEL MAX LANDING WEIGHT $W_L$ $W_L$ FULLY AIRBORNE, ENGINE IDLING CONDITIONS	UNFACTORED LOADS ON WHEELS $Q$ = AIRPLANE WEIGHT IN NORMAL CONDITIONS $n_1$ = LANDING LOAD FACTOR (SEE TEXT 3.4.2.3)	UNFACTORED LOADS ON WHEELS $n_1$ = GROUND REACTION FACTOR $W_L$ = DESIGN LANDING WEIGHT
	LANDING CASE $a_1$ ATTITUDE I	LANDING CASE 2 ATTITUDE B	BRAKED LANDING CASE	LEVEL LANDING CASE
NOSE WHEEL LANDING GEAR TYPE	LANDING CASE $a_2$ ATTITUDE II	LANDING CASE 2 POSITION OF TAIL WHEEL CENTRAL	CASE B - MAIN GROUND REACTIONS BEFORE THE C.G.	TAIL DOWN LANDING CASE
	LANDING CASE $a_3$ ATTITUDE III	LANDING CASE 2 ATTITUDE D	THREE POINT LANDING CASE	LEVEL LANDING THREE POINT CASE
	LANDING CASE $a_4$ ATTITUDE IV		NO BRAKE EQUIPPED WHEEL	LEVEL LANDING TWO POINT CASE
				TAIL DOWN LANDING CASE

Fig. 4.

nel campo di questi regolamenti aeronautici.

Un successivo passo potrà essere fatto, con la collaborazione di altri Gruppi di Lavoro di altri Paesi interessati, selezionando le attuali prescrizioni, integrandole scambievolmente e aggiornandole

con nuovi criteri che potranno essere suggeriti in base ad una raccolta di dati aggiornati e scelti a tale scopo. È augurabile che questo importante lavoro abbia un ulteriore sviluppo e possa servire di base per creare una regolamentazione

NATO di carattere e impiego generale.

Colgo l'occasione per ringraziare il Prof. Gabrielli, unitamente ai miei Colleghi, per l'assistenza e i preziosi consigli datici durante lo sviluppo del lavoro.

G. Incarbone

## LA GALLERIA DEL VENTO SUBSONICA DELLA FIAT - TORINO

R. MAUTINO e U. SACERDOTE, effettuate alcune premesse circa l'importanza delle prove aerodinamiche nelle varie fasi della progettazione dei moderni velivoli e illustrano brevemente il progetto della galleria del vento FIAT.

Le prestazioni sempre più spinte e l'accresciuta complessità dei velivoli moderni impongono, come è noto, oneri per la progettazione e la messa a punto molto maggiori che in passato.

Allo scopo di rendere più rapide ed economiche queste fasi della realizzazione dei velivoli, è necessario effettuare ampie ed approfondite prove aerodinamiche in gallerie del vento, onde prevedere con la maggiore esattezza possibile, prima della costruzione di un prototipo, in qual misura esso soddisfi ai requisiti richiesti e ridurre al minimo indispensabile i rischi e gli oneri delle successive prove di messa a punto in volo.

La FIAT ha quindi deciso di attrezzare il proprio Centro Sperimentale di una moderna galleria del vento che è stata progettata e disegnata presso i suoi uffici tecnici (v. fig. 1).

La scelta del tipo, delle dimensioni e delle caratteristiche della galleria è stata effettuata tenendo presente che una galleria aerodinamica a bassa velocità del tipo proposto assolve a dei compiti di somma utilità; infatti, per la soluzione dei numerosi problemi di aerodinamica inerenti alla progettazione anche dei velivoli transonici e supersonici è oggi indispensabile disporre di un'efficiente galleria del vento subsonica. Tale necessità, ormai generalmente riconosciuta, ha indotto le più importanti Ditte aeronautiche estere (ad es.: Chance-Vought - Mc Donnell - Grumman - Martin - Consolidated - De Havilland - English Electric - Vickers - ecc.) a co-

struire, nel corso degli ultimi anni, gallerie del vento aventi caratteristiche simili a quelle della galleria da noi progettata.

Naturalmente una galleria subsonica soddisfa solo in parte alle nostre esigenze in quanto per prove a velocità transoniche o supersoniche si dovrà ancora far ricorso a Laboratori esteri.

A titolo di esempio, e limitandoci al settore aviazione, elen-

2) Studio aerodinamico di particolari di velivoli al vero o in scala ridotta (serbatoi esterni, carenature, ecc.).

3) Rilievo della distribuzione di pressione su elementi del velivolo al fine di ricavare l'entità e la distribuzione dei carichi aerodinamici agenti sulle strutture.

4) Studio delle caratteristiche di stabilità statica e dinamica e

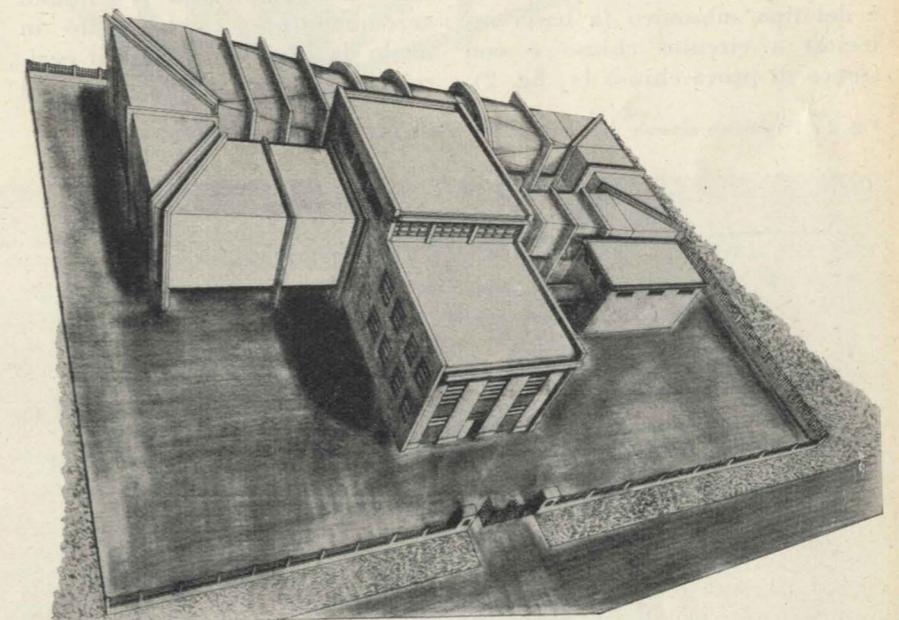


Fig. 1 - La galleria del vento subsonica della Fiat - Torino.

chiamo qui di seguito alcune fra le possibili utilizzazioni della nuova galleria del vento a bassa velocità.

1) Prove per il rilievo dei coefficienti aerodinamici su modelli di velivoli completi o parziali.

di manovrabilità su modelli di velivoli.

5) Prove comparative di stallo.

6) Rilevamenti di scia.

7) Prove su prese d'aria per la determinazione del rendimento della compressione dinamica, per

indagini sui fenomeni di instabilità, per lo studio comparativo della resistenza esterna di differenti configurazioni di prese di aria.

8) Prove per la determinazione degli effetti di interferenza e induzione fra i getti dei reattori e le adiacenti superficie del velivolo.

9) Studi su problemi particolari di installazione turboreattori quali: ugelli di scarico, deviatori del getto, ventilazione compartimenti motore, ecc.

10) Prove di sgancio tettucci, serbatoi esterni, bombe, ecc.

11) Studi su condotti interni di elementi di turboreattori e propulsori aeronautici in genere.

12) Taratura strumenti da installare sui velivoli, ecc.

Passiamo ora a illustrare brevemente il nuovo impianto sperimentale.

#### a) Tipo e caratteristiche dell'impianto.

La galleria del vento progettata è del tipo subsonico (a bassa velocità) a circuito chiuso e con tronco di prova chiuso (v. fig. 2).

Il tronco di prova è di forma rettangolare con spigoli smussati ed ha le dimensioni seguenti:

- larghezza m 3,20
- altezza m 2,40
- lunghezza m 5

La velocità massima del vento del tronco di prova si prevede possa raggiungere i 100 m/sec, quando nel tronco stesso sia montato un modello di medie dimensioni.

Una particolare attenzione è stata posta nel progetto al fine di ottenere nel tronco di prova una corrente avente elevate caratteristiche di uniformità ed un basso livello di turbolenza. A tal fine a monte del tronco di prova sono stati predisposti un'ampia camera di tranquillizzazione, entro la quale sarà eventualmente possibile installare delle apposite reti, ed un convergente opportunamente profilato, che realizza un rapporto di contrazione di 7,8.

Inoltre il valore dell'angolo di divergenza delle pareti dei diffusori che completano il circuito aerodinamico, è stato scelto in modo da garantirsi contro il pericolo del distacco della corrente ed

il conseguente insorgere di pulsazioni della corrente.

In corrispondenza dei quattro gomiti della galleria sono installate delle schiere di palette profilate in modo da ridurre al minimo le perdite inerenti al cambiamento di direzione della corrente.

#### b) Azionamento della galleria.

L'azionamento della galleria è ottenuto mediante un ventilatore assiale calettato direttamente sull'albero di un motore elettrico a sincrono trifase.

Il gruppo motore-ventilatore è sistemato entro un'apposita carenatura nel tronco della galleria opposto al tronco di prova; i montanti profilati che sostengono il gruppo motore e quelli destinati al passaggio dei cavi elettrici e dei condotti di raffreddamento motore servono al tempo stesso come raddrizzatori della corrente a valle del ventilatore.

Il motore elettrico, funzionante a corrente alternata, è provvisto di una regolazione di velocità mediante un reostato di scorrimento a liquido tipo Westinghouse controllato automaticamente per mez-

zo di un sistema di amplificatori rotanti tipo Rototrol.

La regolazione fine del regime di rotazione del motore è ottenuta mediante un freno elettromagnetico a correnti parassite, calettato sull'albero del motore stesso, e controllato mediante un sistema elettronico. Questo tipo di regolazione, già sperimentato con successo in alcune gallerie aerodinamiche americane, consente una precisione statica dell'ordine dell'1 per mille.

La potenza massima fornita dal motore in servizio continuativo è di 1500 CV al regime di 660 giri al minuto.

Le apparecchiature elettriche di alimentazione e di regolazione del motore sono sistemate in una cabina elettrica nelle immediate adiacenze della galleria; tutti i comandi sono centralizzati nella Sala Esperienze.

#### c) Raffreddamento della corrente.

Come è noto, tutta l'energia impartita dal motore alla corrente d'aria circolante nella galleria si trasforma in calore; onde evitare un rapidissimo incremento della temperatura è perciò necessario disporre di un efficiente sistema di raffreddamento dell'aria.

A tal fine si è previsto di utilizzare come scambiatore di calore le palette sistemate in due dei quattro gomiti della galleria; all'interno di tali palette, costruite in lamiera metallica, sarà fatta circolare dell'acqua di raffreddamento. L'acqua occorrente sarà attinta da due pozzi di adeguata potenzialità mediante apposite pompe. Qualora particolari esigenze di impiego dovessero richiederlo, questo impianto potrà essere successivamente potenziato mediante apparecchiature frigorifere. I comandi del circuito idraulico di refrigerazione saranno sistemati nella Sala Esperienze.

#### d) Apparecchiature di misura.

Per la misura delle forze aerodinamiche agenti sul modello da studiare, la galleria del vento sarà dotata di una moderna bilancia meccanica a sei componenti. Detta bilancia sarà sistemata al disotto

del tronco di prova della galleria e collegata al modello mediante tre montanti rigidi.

I comandi della bilancia, sistemati nella Sala Esperienze, consentiranno di variare l'assetto del modello (incidenza e deriva) senza interrompere il funzionamento della galleria. La bilancia sarà corredata dei più moderni dispositivi per la registrazione automatica dei dati sotto forma tabulare e per la perforazione, pure automatica, di schede atte a consentire la successiva elaborazione dei dati su calcolatori elettronici.

La strumentazione sarà completata da apparecchiature per il rilievo sistematico delle pressioni

mententi a tutti i possibili montaggi di prova.

Le palette deflettrici installate nel primo e nel secondo gomito saranno costruite in cemento armato prefabbricato; quelle del terzo e quarto gomito saranno invece realizzate, come è già stato accennato, in lamiera metallica.

Le pareti in cemento della galleria, lambite dalla corrente d'aria, saranno ricoperte, per evitare la formazione di polvere, con uno speciale rivestimento plastico.

#### f) Fabbricato Servizi.

Il fabbricato annesso alla galleria, ma da essa completamente

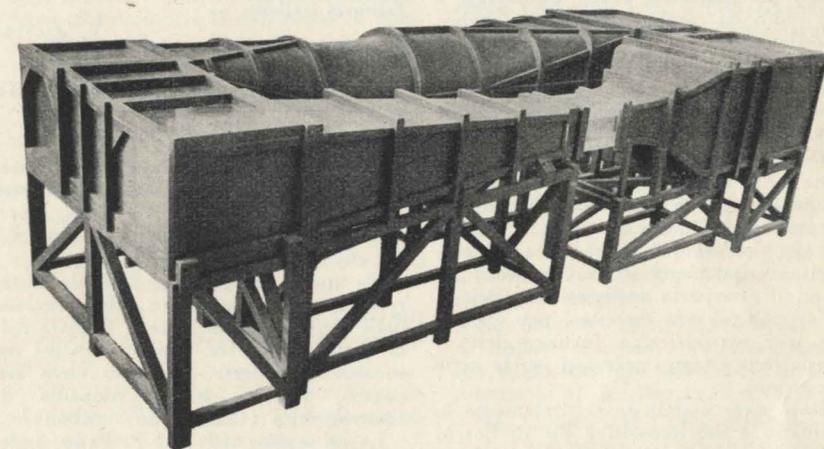


Fig. 3 - Modello funzionante della galleria del vento.

agenti sulle varie parti del modello; a tal fine verranno installati dei multimanometri a liquido con registrazione fotografica.

#### e) Struttura della galleria.

La struttura prevista è costituita da una tubazione autoportante in cemento armato a sezioni interne variabili, sostenute da telai pure in cemento armato. Di tali telai quelli in corrispondenza dei quattro gomiti saranno assicurati rigidamente alle fondazioni mentre i rimanenti saranno portati da appoggi pendolari onde consentire le dilatazioni termiche del complesso.

La struttura del tronco di prova, invece, è costituita da profilati di acciaio saldati, e da un rivestimento interno di legno compensato per consentire facili adapta-

indipendente dal punto di vista strutturale, comprende in primo luogo un'ampia Sala Esperienze e la Sala Bilance.

Nei locali adiacenti saranno sistemati:

- un ufficio tecnico per la progettazione dei modelli, la esecuzione delle prove e la successiva elaborazione dei risultati;

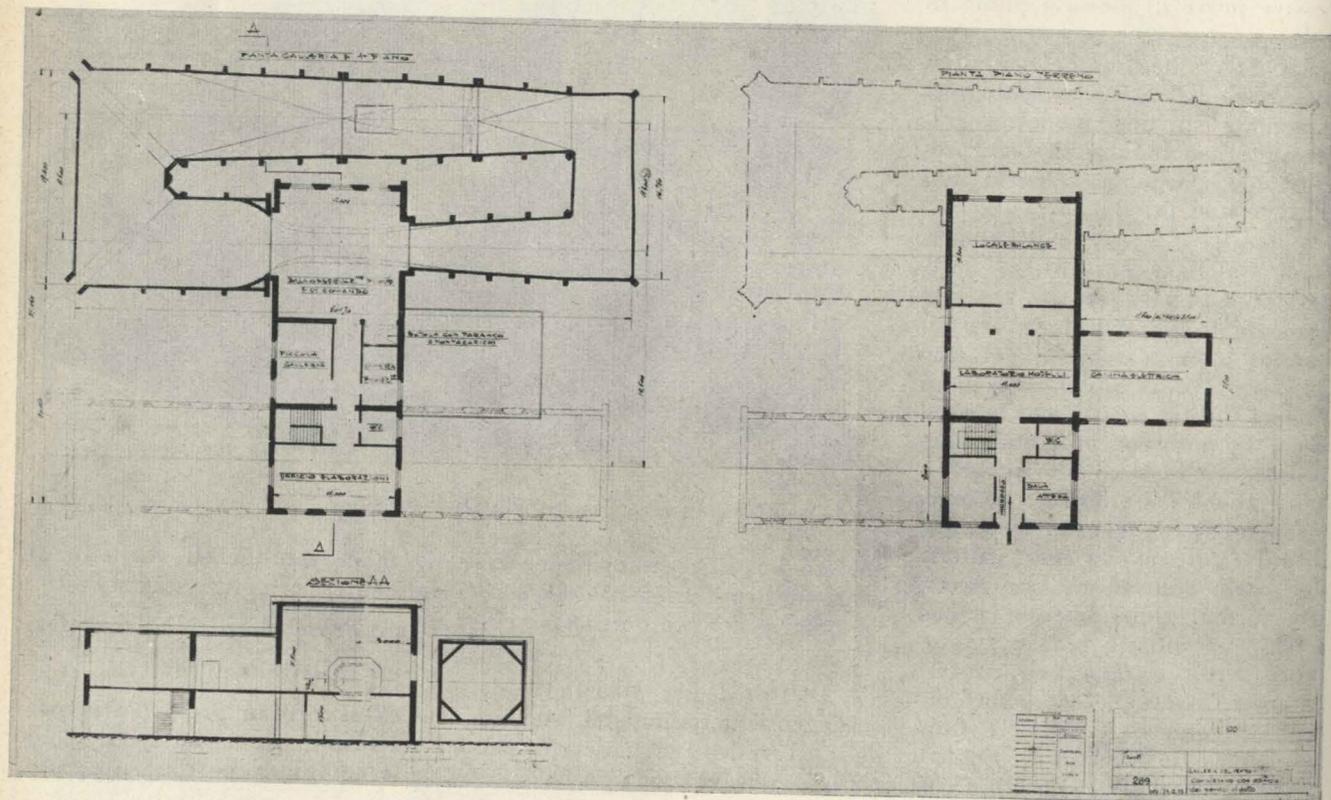
- un laboratorio per la costruzione dei modelli;

- un ufficio segreteria e amministrazione.

In un locale di tale edificio sarà poi sistemato il modello funzionante della galleria, in scala 1/10, (v. fig. 3), che potrà essere utilizzato per taratura strumenti e per prove particolari.

Riccardo Mautino - Ugo Sacerdote

Fig. 2 - Planimetria generale della galleria del vento subsonica della Fiat - Torino.



# R E C E N S I O N I

## Publicazioni sui problemi della tecnologia del legno

È uscito in questi giorni per i tipi dell'Editore Hoepli il secondo volume della monumentale opera del Professor Giordano, il benemerito Direttore dell'Istituto Nazionale del Legno di Firenze, sulla Tecnologia del Legno.

Questo poderoso volume di 950 pagine illustrate da 854 figure e numerose tavole, è una esauriente, geniale e utilissima raccolta di tutto ciò che la Tecnica più moderna conosce sul cammino che il legno compie lungo il ciclo della lavorazione a partire dalla foresta per arrivare ai vari impieghi.

L'opera ha inizio con i capitoli sulla segatura e l'abbattimento degli alberi, prosegue con la prima lavorazione nel bosco del materiale tondo da fustaia e dei cedui da combustibile, detta anche: allestimento.

Interessante in questa parte il capitolo sull'estrazione delle ceppaie e sul diciocciamento e quello sulla manutenzione degli attrezzi da boscaiolo.

Densa di dati, teorici e pratici, utilissima a chi voglia organizzare con criteri economico-tecnici moderni lo sfruttamento dei boschi, è la parte V che si occupa dell'esborso e trasporto ed esamina accuratamente tutti i migliori sistemi di trasporto utilizzati in Italia e all'estero, per via terrestre, per via aerea, per via idrica, e fornisce dati di prestazione e tempi necessari per le varie operazioni.

Dopo aver esaminato accuratamente la formazione dei depositi e pié di bosco, l'Autore esamina i metodi di carico e i sistemi di trasporto per il collegamento dell'azienda boschiva coi mercati.

Particolarmente utile e interessante per il Tecnico di aziende importanti è il capitolo sugli orientamenti della meccanizzazione forestale che indica le tendenze delle varie tecniche straniere e italiane e si completa coi criteri generali per la scelta delle modalità per l'utilizzazione boschiva.

La parte VI è dedicata alla determinazione dei costi per l'allestimento, l'esborso, e il trasporto del materiale legnoso, fornisce i prezzi dei macchinari e guida nella scelta dei mezzi tecnicamente ed economicamente più idonei per la gestione dell'impresa.

Seguono quattro parti dedicate alle macchine per la lavorazione del legno e l'organizzazione delle segherie.

Mentre le prime sei parti sono particolarmente utili a chi esercisce l'impresa boschiva, le ultime quattro interessano soprattutto chi conserva e lavora il legno. Evidentemente anche i costruttori, sia di attrezzi che di macchinario, per l'abbattimento, il trasporto e la lavorazione del legno, sono particolarmente interessati dalla lettura di quest'opera che fornisce dati molto spesso ignorati su costruzioni e attrezzi da noi poco usati, e consente, con l'attenta critica dei particolari, il perfezionamento delle proprie costruzioni.

La parte VII è dedicata alle seghe da legno, l'ottava a macchine complementari (piattatrici, affilatrici, rivelatori elettromagnetici, affastellatori, spaccatrici).

La parte decima esamina le macchine per le lavorazioni industriali del legno (trance, sfogliatrici rotative, sminuzzatrici, macchine per la fabbricazione della lana di legno, scortecciatrici).

Torna il concetto fondamentale del volume, che attraverso l'esame tecnologico, affiora continuamente e rappresenta, secondo me, il pregio maggiore di questo ottimo lavoro, e cioè quello dei costi, dell'organizzazione, della produttività, nel capitolo non dedicato all'organizzazione delle segherie e nell'appendice che esamina la produttività nelle industrie forestali e del legno.

Il libro, che l'Editore presenta in una magnifica veste, onora la Tecnica e la Editoria italiana.

V. ZIGNOLI

## Publicazioni sui problemi della trazione elettrica

In questi ultimi anni, meritatamente, i problemi della trazione elettrica hanno suscitato l'interesse dell'editoria, sono così usciti alla stampa alcuni volumi degni di nota.

Ha aperto la serie nel 1949 il Martarelli, ben noto Ingegnere della Trazione delle Ferrovie dello Stato e Titolare della Cattedra di Pisa, con un conciso ma succoso e centrato studio di circa 200 pagine, inserito nell'Enciclopedia di Elettrotecnica (Ciancimino - Milano).

Lo ha seguito nel 1952 P. Patin, Ingegnere delle Ferrovie Nazionalizzate Francesi, con la «Traction électrique et diesel-électrique» (circa 300 pagine, Eyrolles - Paris) bel volume, chiaro, aggiornato, interessante.

V. ZIGNOLI

# I N F O R M A Z I O N I

## Nuova organizzazione della commissione permanente dell'automobile - Sei sottocommissioni

Per dare maggiore alacrità ai suoi lavori la Commissione Permanente dell'Automobile, organo tecnico del Ministero dei Trasporti, ha studiato e predisposto un nuovo ordinamento, suddividendosi in sei Sottocommissioni, cui saranno affidati i singoli problemi a seconda delle competenze.

Tali Sottocommissioni sarebbero le seguenti: 1) dispositivi di segnalazione, di sicurezza e di equipaggiamento dei veicoli. Sistemi di frenatura. Carburanti, pneumatici e materiali vari; 2) tecnica della costruzione dei veicoli stradali e del loro esercizio; 3) norme giuridiche ed amministrative della circolazione stradale; 4) regolamentazione tecnica della circolazione o del traffico, prevenzioni

Nel giugno 1953 è uscito l'ottimo numero speciale della Science et Industrie. Électricité dedicato alla «Électrification des chemins de fer» (150 pagine Science et Industrie - Paris) nel quale alcuni dei Direttori delle Ferrovie Francesi illustrano i problemi ai quali si sono trovati di fronte in occasione della elettrificazione della linea Parigi-Lione e i risultati tecnici ed economici della sistemazione prescelta e realizzata.

Nel Novembre 1953 è uscito l'ottimo I Volume dello Spani «Trazione Elettrica», del quale è stata data ampia notizia in questa rubrica.

Nel 1954 è uscita la terza edizione di un classico inglese il Dover, ampliata e rifatta. Il volume ha gli stessi pregi dei precedenti e riflette il pensiero degli Elettrotecnici Inglesi sull'argomento. (A. T. DOVER, Electric Traction, Pitman, London).

Esce ora, completamente rifatto, il I volume della «Trazione Elettrica» dello Spani (350 pagine Patron Bologna) aggiornato ed esauriente come il secondo volume anzidetto.

La trattazione prova non soltanto la singolare competenza dell'Autore titolare della Cattedra di Bologna ma anche la sua profonda esperienza pratica, che deve alle funzioni per molti anni esercitate quale Capo Servizio Principale del Servizio Trazione delle Ferrovie dello Stato.

Il volume approfondisce: la dinamica del moto, le caratteristiche dei motori da trazione, i problemi della frenatura meccanica ed elettrica, tratta del rodaggio, delle sospensioni dei veicoli e dei motori, della trasmissione alle ruote, della utilizzazione della potenza di trazione delle motrici e delle loro apparecchiature.

Esso completa un'opera che sarà consultata con vantaggio e che è, attualmente, la più ampia e aggiornata su questo argomento che esista in Italia, non seconda a quante, anche straniere, sono state elencate.

V. ZIGNOLI

incidenti, strade e autostrade; 5) meccanizzazione agricola; 6) medicina e psicologia del traffico.

Sulla proposta del nuovo assetto della Commissione Permanente dell'Automobile dovrà decidere il Ministero dei Trasporti.

## 10 miliardi per la costruzione di laghi nelle colline

Un disegno di legge presentato al Senato dal Ministro dell'Agricoltura e delle Foreste autorizza la spesa di 10 miliardi in dieci anni per la costruzione di laghi e impianti di irrigazione nelle zone collinari. Secondo informazioni de «La Corrispondenza» la zona di intervento in tutto il territorio nazionale in rapporto alla ubicazione dei laghetti collinari può valutarsi in circa 5 milioni di Ha, raggiungendo una superficie irrigabile di complessive Ha. 300 mila.

# RUBRICA DEI BREVETTI

a cura di FILIPPO JACOBACCI

Nel presente numero elenchiamo una serie di brevetti recentemente pubblicati in Italia nel campo dell'aeronautica.

No. 525.070 - 26.3.1954, *Aerotherm Corporation (The)*, «Perfezionamento nei sedili con schienale ripiegabile adatto in particolare per l'impiego su aeromobili e simili».

No. 524.218 - 19.8.1954 - *Bendix Aviation Corporation*, «Sistema di pilotaggio automatico di un aereo ed impianto per l'applicazione di tale sistema».

No. 524.943 - 2.9.1954, *Bristol Aeroplane Company Ltd. (The)*, «Perfezionamenti nei sistemi di comando di velivoli».

No. 525.184 - 20.9.1954, *Communications Patents Ltd.*, «Apparecchio indicatore di rotta specialmente adatto nell'istruzione di volo».

No. 524.375 - 29.10.1954, *Corbetta Giovanni*, «Struttura del tipo a guscio integrale per ali di velivoli».

No. 524.853 - 15.3.1954, *Daimler Benz Aktiengesellschaft*, «Turbo compressore con palette fessurate particolarmente per aeromobili».

No. 523.311 - 12.10.1954, *Dispositifs Oleo Pneumatiques Soc. a r. l.*, «Nuovo dispositivo di decollo e di atterraggio per aerodine».

No. 524.954 - 11.9.1954, *Etat Français représenté par le Secrétaire d'Etat aux Forces Armées Air*, «Apparecchiatura per facilitare la condotta di aeromobili».

No. 523.529 - 16.10.1954, *General Electric Company*, «Dispositivo di regolazione di un apparecchio giroscopico».

No. 523.876 - 5.11.1954, *General Motors Corporation*, «Perfezionamento nei propulsori a doppia elica a passo variabile per aerei».

No. 523.610 - 29.7.1954, *Hazeltine Corporation*, «Dispositivo per l'indicazione della posizione di oggetti nello spazio, particolarmente per radiolocalizzatori di aerei».

No. 524.003 - 31.10.1952, *Imperial Chemical Industries Ltd.*, «Perfezionamenti relativi all'attacco di accessori a contenitori flessibili di combustibili liquidi, particolarmente montabili su aeromobili».

No. 524.110 - 29.9.1954, *James J. Ryan*, «Dispositivo registratore delle condizioni di volo».

No. 525.025 - 18.4.1953, *North American Aviation Inc.*, «Alette laminari ausiliarie per veicoli con propulsione a reazione quali razzi».

No. 524.227 - 16.10.1954, *Parsons Corporation*, «Perfezionamento nelle pale di rotor di sostentamento, particolarmente per elicotteri».

No. 522.849 - 6.9.1954, *Power Jets (Research & Development) Ltd.*, «Aereo con propulsione a getto».

No. 522.405 - 22.4.1954, *Quenette Jean*, «Ammortizzatore di urti per condotta di fluido, particolarmente adatto per installazioni di rifornimento di combustibile liquido delle aeronavi».

No. 523.785 - 11.11.1954, *Roger, Robert Aimé*, «Dispositivo per lo sgancio di oggetti sospesi ad un velivolo».

No. 522.746 - 5.7.1954, *Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation*, «Procedimento e dispositivo per la regolazione della spinta effettiva prodotta dai reattori, e particolarmente degli stato-reattori».

No. 522.795 - 13.11.1954, *Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation*, «Perfezionamento nelle camere di combustione a pulsazione, destinate particolarmente agli apparecchi di propulsione».

No. 523.140 - 18.10.1954, *Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation*, «Disposizione di compensazione degli effetti giroscopici per aeromobili in genere muniti di turbomotori».

No. 523.627 - 24.9.1954, *Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation*, «Perfezionamento ai reattori a scarico-pulsante».

No. 522.861 - 15.9.1954, *United Aircraft Corporation*, «Dispositivo per migliorare il rendimento di eliche di aeromobili ad alta velocità».

No. 522.863 - 16.9.1954, *United Aircraft Corporation*, «Perfezionamento negli elicotteri».

No. 522.978 - 18.11.1954, *Von Zborowski Helmut Ph. G.A.R.*, «Perfezionamenti negli aerei portanti un missile».

No. 525.623 - 5.10.1954, *Bendix Aviation Corporation*, «Dispositivo d'arresto delle oscillazioni di una ruota orientabile, particolarmente per carrelli d'atterraggio d'aeroplani».

No. 525.565 - 16.6.1954, *Continental Silver Co. Inc.*, «Apparecchiatura per determinare il centro di gravità di aeroplani».

No. 526.955 - 22.1.1954, *Douglas Aircraft Company Inc.*, «Composizione fluida adatta per la trasmissione di potenza e per la lubrificazione delle parti dei sistemi ad energia idraulica, particolarmente negli aerei, e metodo per il suo impiego».

No. 526.908 - 18.11.1953, *Dunlop Rubber Company Ltd.*, «Meccanismo di manovra per mitragliatrici, in particolare per aeroplano».

No. 526.664 - 4.1.1955, *Fiat Soc. p. a.*, «Dispositivo di sostegno per carichi sospesi con comando a distanza, particolarmente per apparecchi di collaudo di carrelli di atterraggio di velivoli».

No. 525.533 - 7.11.1953, *Hollandese Signaavparaten (N.V.)*, «Dispositivo di correzione della posizione di un giroscopio rispetto alla vera verticale particolarmente per l'impiego su navi e aerei».

No. 525.782 - 3.12.1954, *International Standard Electric Corporation*, «Circuiti per ricevitori di navigazione aerea».

No. 526.837 - 22.12.1954, *Lachambre Adolphe e Lachambre Arille*, «Placche di rivestimento munito di scanalature specialmente adatte per piste di aerodromi, e rivestimenti ottenuti a mezzo di queste placche».

No. 425.444 - 11.5.1954, *Napier D. & Son Ltd.*, «Perfezionamento negli apparecchi per la produzione di gas del tipo a turbina, particolarmente applicabile ad elicotteri e altri apparecchi a reazione».

No. 526.384 - 23.10.1954, *Swenska Aktiebolaget Gasaccumulator*, «Orizzonte artificiale, particolarmente per navigazione aerea».

No. 526.089 - 27.11.1954, *Thieblot Aircraft Company Inc.*, «Perfezionamento nelle strutture di aeroplani».

No. 531.145 - 8.4.1955, *Power Jets (Research and Development) Ltd.*, «Aeromobile munito di pezzi per migliorarne la manovrabilità e le altre caratteristiche di funzionamento».

No. 530.215 - 26.5.1954, *Sperry Gyroscope Company Ltd.*, «Perfezionamento nei sistemi giroscopici, particolarmente applicabile a sistemi di riferimento azimutale delle bussole giroscopiche».

No. 530.361 - 8.3.1955, *United Aircraft Corporation*, «Perfezionamento negli ugelli di propulsione per motori a turboreazione».

No. 532.135 - 28.2.1955, *Armstrong Siddeley Motors Ltd.*, «Dispositivo per diminuire la velocità di un aeromobile azionato da turboreattori, particolarmente durante l'atterraggio».

No. 531.658 - 22.2.1955, *Goodyear Tire & Rubber Company*, «Perfezionamento nei dispositivi per abbreviare lo spazio necessario al decollaggio di aerei».

No. 532.644 - 22.3.1955, *Goodyear Aircraft Corporation*, «Perfezionamento nei profili alari pneumatici».

No. 532.682 - 20.4.1955, *Graviner Manufacturing Company Ltd. e Wilkinson Sword Ltd.*, «Perfezionamenti nei rilevatori di temperatura da impiegarsi su aerei e per gli altri impieghi».

No. 532.318 - 1.3.1955, *Hubber J. & Cie. A. G.*, «Dispositivo per il rilevamento trasmissione ed interpretazioni di segnalazioni di aerei».

No. 532.157 - 16.4.1955, *Irving Air Chute Company*, «Perfezionamenti alle calotte di paracadute».

No. 532.588 - 7.5.1955, *Olivetti Renato Alessandro*, «Apparecchiatura di emergenza per aerei e natanti atta ad emettere automaticamente segnali radio di soccorso, localizzandone la provenienza».

No. 532.236 - 30.9.1954, *Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation*, «Perfezionamento ai propulsori a reazione in cui il getto di gas continuo viene trasformato in getto pulsante».

No. 532.568 - 26.4.1955, *Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation*, «Perfezionamento negli impianti di produzione di corrente d'aria ad alta velocità».

No. 531.303 - 8.1.1953, *Sperry Corporation (The)*, «Perfezionamento nei sistemi di atterraggio strumentale per aeromobili».

No. 532.348 - 22.4.1955, *Sperry Corporation (The)*, « Perfezionamento nei sistemi di comando automatico per aeromobili ».

No. 532.695 - 5.5.1955, *Sperry Corporation (The)*, « Perfezionamento negli strumenti di navigazione per aeromobili ».

No. 531.926 - 26.1.1955, *Vogel Ludwig C. e Dudenhausen Hans Jürgen*, « Dispositivo di comando per la stabilizzazione automatica degli aeroplani in volo ».

No. 533.509 - 4.1.1955, *Bendix Aviation Corporation*, « Impianto indicatore elettrico del livello di un liquido, particolarmente per l'indicazione del livello del serbatoio del combustibile di un aeroplano ».

No. 533.664 - 21.3.1955, *Bendix Aviation Corporation*, « Antenna magnetica con dispositivo di riduzione dell'induttanza della bobina captatrice dovuta ai flussi dispersi, particolarmente per impianti di radiorelevamento di direzione ».

No. 533.665 - 21.3.1955, *Bendix Aviation Corporation*, « Antenna magnetica con dispositivo per la riduzione dell'induttanza della bobina captatrice dovuta ai flussi dispersi, particolarmente per impianti di radiorelevamento di direzione ».

No. 533.675 - 6.4.1955, *Compagnie per la fabrication des Compteurs et Matériel d'Usines a Gaz*, « Procedimento ed apparecchio per la misura della visibilità orizzontale ».

No. 533.145 - 9.2.1955, *Communications Patents Ltd.*, « Apparecchio per l'addestramento al volo da terra ».

No. 533.722 - 3.2.1955, *Communications Patents Ltd.*, « Apparecchio per l'addestramento al suolo, di allievi piloti di aerei ».

No. 533.468 - 14.3.1955, *Napier D. & Son Ltd.*, « Perfezionamento delle turbine a combustione particolarmente per applicazioni aeronautiche ».

No. 533.386 - 9.5.1955, *Payen Roland*, « Perfezionamento nei velivoli ».

No. 533.120 - 4.10.1954, *Sperry Gyroscope Company Limited The*, « Giroscopo verticale per definire una direzione di riferimento verticale in un mezzo mobile ».

No. 535.020 - 16.5.1955, *De Havilland Engine Company*, « Perfezionamento negli ugelli di propulsione regolabili, specialmente per aeromobili a reazione ».

No. 534.155 - 4.4.1955, *D. Napier & Son Ltd.*, « Perfezionamento nei dispositivi sensibili alla coppia, particolarmente per propulsori di aerei ».

No. 534.012 - 20.11.1954, *D. Napier & Son Ltd.*, « Perfezionamento nelle apparecchiature anticongelanti del tipo comprendente una resistenza elettrica in forma di strato sottile conduttore sulla superficie da mantenere libera dal ghiaccio particolarmente per aerei ».

No. 534.158 - 14.4.1955, *Flight Refueling Ltd.*, « Perfezionamento nelle valvole di sfogo della pressione per serbatoi di carburante in particolare di aerei ».

No. 534.482 - 31.5.1955, *General Electric Company*, « Mezzi e metodi per eliminare i rumori sibilanti nei sistemi di propulsione a reazione ».

No. 534.950 - 4.6.1955, *Giusti Cesare*, « Combinazione per voli ad altissima velocità ».

No. 534.947 - 1.6.1955, *Goodyear Tire & Rubber Company (The)*, « Perfezionamento nei dispositivi antislittanti per freni di azionamento elettrico, particolarmente per aerei ».

No. 534.941 - 31.5.1956, *Masetti Giam-pietro*, « Attrezzo per la ricerca del baricentro delle pale dei rotori degli elicotteri ».

No. 534.633 - 4.1.1955, *Sperry Corporation*, « Sistema d'indicazione di volo, impiegante indicatori combinati di rotta e d'inclinazione trasversale ».

No. 535.021 - 20.5.1955, *Sperry Corporation*, « Perfezionamento negli apparecchi giroscopici a liquido, particolarmente bussole ».

No. 534.105 - 23.1.1953, *Westinghouse Air Brake Company*, « Indicatore di segnali a mostra visibile con sistema di controllo, particolarmente per registrare la rotta di velivoli, in genere e per altri impieghi ».

No. 519.075 - 30.7.1954, *Armstrong Siddeley Motors Ltd.*, « Ugello per propulsione a getto, a sezione variabile ».

No. 520.942 - 3.7.1954, *Armstrong Siddeley Motors Ltd.*, « Dispositivo per evitare la formazione di strati di ghiaccio sulle turbine a gas per aerei ».

No. 521.329 - 27.7.1954, *Bendix Aviation Corporation*, « Impianto di pilota automatico per veicoli aerei ».

No. 521.870 - 1.9.1954, *Bristol Aeroplane Company Ltd.*, « Perfezionamento nei comandi degli aerei ».

No. 521.524 - 10.4.1954, *Dispositifs Oleo-pneumatiques Soc. a r. l.*, « Dispositivo di atterraggio a carrelli per aeroplani provvisto di ammortizzatore ».

No. 518.937 - 28.5.1954, *Dunlop Rubber Company Ltd.*, « Apparecchi di frenatura automatica per aeroplani, in particolare apparecchio per la regolazione automatica del liquido in pressione da fornire ai freni delle ruote d'atterraggio dell'aeroplano ».

No. 519.458 - 13.7.1954, *Dunlop Rubber Company Ltd.*, « Sistema di frenatura automatico per aeroplano, particolarmente per un aeroplano avente carrelli che comprendono due o più ruote d'atterraggio accoppiate insieme su un singolo supporto, come per esempio un carrello del tipo a ruota gemella girevole ».

No. 520.429 - 13.1.1954, *Dunlop Rubber Company Ltd.*, « Apparecchio di frenatura automatico per aeroplano comprendente un meccanismo d'innesto, scorrevole tra la ruota e il controllo della pressione del freno ».

No. 521.699 - 2.10.1954, *Fairey Aviation Company Ltd. (The)*, « Perfezionamenti negli aeromobili ».

No. 519.972 - 22.5.1954, *General Electric Company*, « Camera di combustione per elicottero ».

No. 521.201 - 12.12.1952, *General Electric Company*, « Apparecchio di accensione a scintilla elettrica particolarmente per turbine a gas o motori a reazione di aerei ».

No. 519.791 - 30.8.1954, *Goodyear Aircraft Corporation*, « Perfezionamento nei pannelli laminati, particolarmente per costruzioni aeronautiche ».

No. 521.930 - 29.9.1954, *Goodyear Tire & Rubber Company*, « Perfezionamenti nei sistemi di frenatura delle ruote di aeromobili ».

No. 520.786 - 14.8.1954, *IMA (N.V.)*, « Dispositivo di controllo per l'illuminazione di piste di campi di aviazione ».

No. 521.263 - 3.9.1954, *Martin James*, « Perfezionamenti nei seggiolini a espulsione per aeromobili ».

No. 521.264 - 3.9.1954, *Martin James*, « Perfezionamento nei seggiolini ad espulsione per aeromobili ».

No. 521.357 - 3.9.1954, *Martin James*, « Perfezionamento nei seggiolini ad espulsione per aeromobili ».

No. 521.917 - 9.8.1954, *Rolls Royce Ltd.*, « Perfezionamenti agli aeroplani ed ai sistemi di raffreddamento impiegati su di essi ».

No. 520.679 - 10.8.1954, *S.I.A.M. Société d'Inventions Aeronautiques et Mécaniques*, « Dispositivo limitatore di accelerazione per aeronavi ».

No. 521.580 - 11.9.1954, *Smitsvonk N. V. e Stichting voor de ontwikkeling en Bouw van een Experimenteel Hefschroefvliegtuig*, « Sistema di combustione sulle punte delle pale rotanti ».

No. 518.882 - 19.7.1954, *Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation*, « Indicatore di regolazione per il decollo di missili ed aeromobili ».

No. 519.105 - 17.5.1953, *Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation*, « Perfezionamenti nei dispositivi di deviazione di getti fluidi, ad esempio per motori di aerei a reazione ».

No. 518.715 - 28.9.1953, *Sperry Gyroscope Company Ltd.*, « Perfezionamento nei sistemi di comando per aeromobili ».

No. 519.500 - 3.8.1954, *United Aircraft Corporation*, « Perfezionamento negli stabilizzatori giroscopici per elicotteri ».

No. 520.607 - 20.10.1953, *United Aircraft Corporation*, « Perfezionamento negli elicotteri ».

No. 522.020 - 24.2.1954, *Verwaltungsgesellschaft der Werkzeugmaschinenfabrik Oerlikon*, « Sistema di recipienti per almeno due liquidi ed un gas sotto pressione, con pistone di mandata, particolarmente per gruppi propulsori di razzi e simili ».

No. 520.646, 12.7.1954, *Wibault Michel*, « Macchina aerea con rotore racchiuso ».

Direttore responsabile: **AUGUSTO CAVALLARI-MURAT**

Autorizzazione Tribunale di Torino, n. 41 del 19 Giugno 1948

STAMPERIA ARTISTICA NAZIONALE