

ATTI E RASSEGNA TECNICA

DELLA SOCIETÀ DEGLI INGEGNERI E DEGLI ARCHITETTI IN TORINO

RIVISTA FONDATA A TORINO NEL 1867

FIAT
TORINO

**SOCIETÀ
PER AZIONI
UNIONE
CEMENTI**

**MARCHINO
& C.**

≡

**CASALE
MONFERRATO**

NUOVA SERIE . ANNO XXII . N. 11 . NOVEMBRE 1968

SOMMARIO

RASSEGNA TECNICA

Il presente fascicolo da pag. 271 a pag. 328 è dedicato al tema: **TECNICHE DI SPERIMENTAZIONE A TERRA IN CAMPO AEROSPAZIALE**, trattato nel Convegno organizzato dalla Sezione di Torino della Associazione Italiana di Aeronautica nel quadro della manifestazione del III Salone Internazionale dell'Aeronautica e dello Spazio. Il fascicolo è diviso in quattro parti.

PARTE I: STRUTTURE E FENOMENI DINAMICI

- I. CAPRIOLO - *Metodologia di valutazione delle prove di fatica su strutture aeronautiche* pag. 271
G. NUTI e G. DANIELI - *Metodi di analisi sperimentale di fenomeni dinamici* » 279

PARTE II: PROPULSORI

- G. MAOLI - *Controllo a terra dell'accoppiamento velivolo-motore del caccia bombardiere Fiat G 91Y* » 285
C. BERTOLO e M. OGGERO - *Metodi di sperimentazione a terra di propulsori elettrotermici ad arco* » 293

PARTE III: AERODINAMICA SPERIMENTALE

- R. MAUTINO - *Tecniche di prova in galleria del vento* » 298

PARTE IV: TECNICHE DI SIMULAZIONE

- A. FILISETTI - *Tecniche di simulazione* » 310
E. VALLERANI - *Criteri e metodi di simulazione del riscaldamento aerodinamico degli scudi termici del vettore ELDO A* » 318
A. DADONE e M. PANDOLFI - *Studio teorico sulle prestazioni di turbine radiali e verifica sperimentale* » 328
L. VERDUZIO e P. CAMPANARO - *Analisi teorica e verifica sperimentale delle perdite di pressione totale nei combustori di turbine a gas* » 328

COMITATO DI REDAZIONE

Direttore: Augusto Cavallari-Murat - *Membri:* Gaudenzio Bono, Cesare Codegone, Federico Filippi, Rinaldo Sartori, Vittorio Zignoli - *Segretario:* Piero Carmagnola.

COMITATO D'AMMINISTRAZIONE

Direttore: Alberto Russo-Frattasi - *Membri:* Carlo Bertolotti, Mario Catella, Luigi Richieri

REDAZIONE: Torino - Corso Duca degli Abruzzi, 24 - telefono 51.11.29.
SEGRETERIA: Torino - Corso Siracusa, 37 - telefono 36.90.36/37/38.
AMMINISTRAZIONE: Torino - Via Giolitti, 1 - telefono 53.74.12.

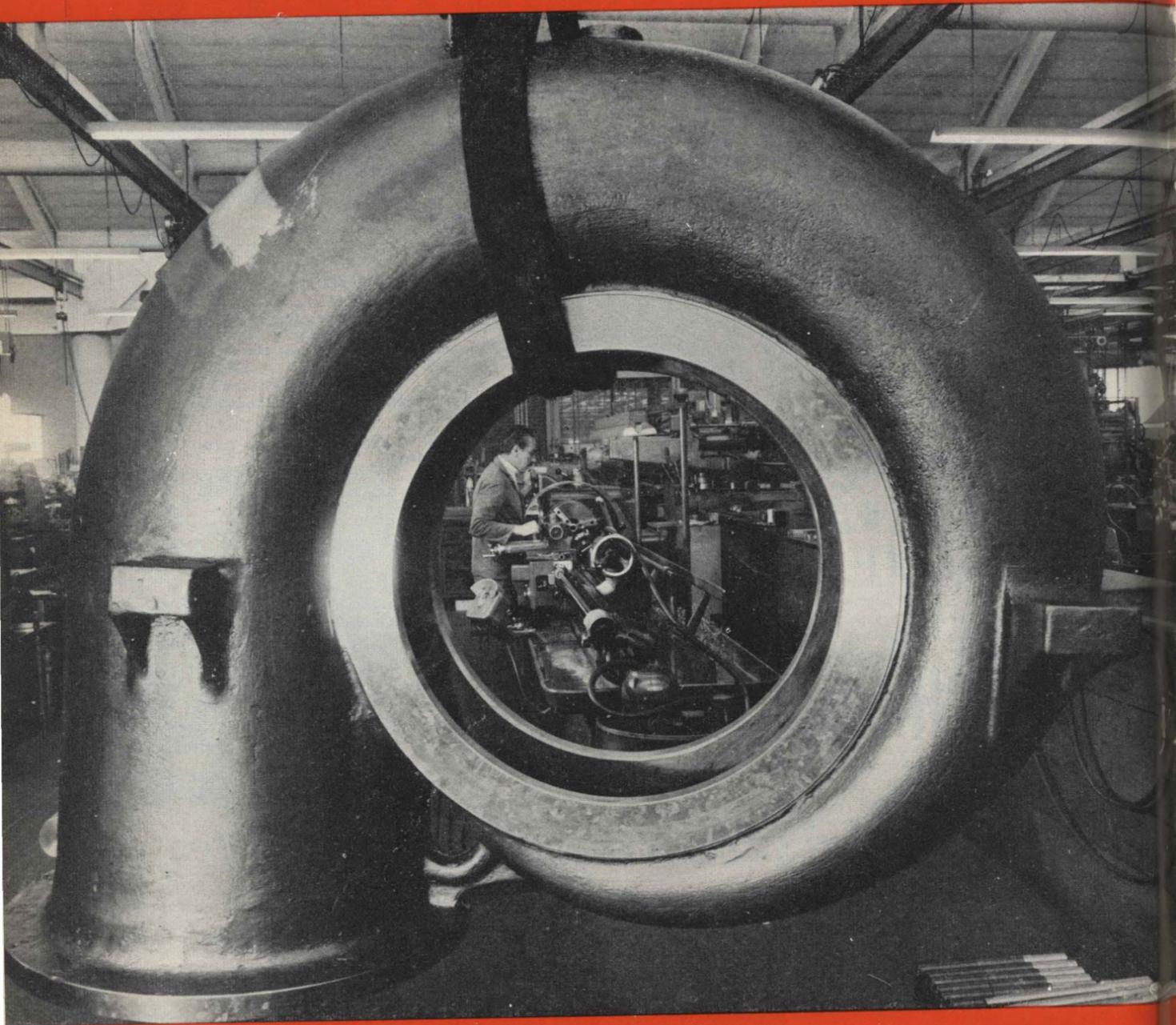
Pubblicazione mensile inviata gratuitamente ai Soci della Società degli Ingegneri e degli Architetti in Torino. — Per i non Soci: abbonamento annuo L. 6.000. - Estero L. 8.000.
Prezzo del presente fascicolo L. 600. - Arretrato L. 1.000.

La Rivista si trova in vendita: a Torino presso la Sede Sociale, via Giolitti, 1.
SPEDIZIONE IN ABBONAMENTO POSTALE — GRUPPO III

POMPE GABBIONETA

S.p.A.

STABILIMENTO 20099 SESTO S. GIOVANNI Telef. 2470.221/223/894
20131 MILANO Via Paisiello 10 Telef. 279.791



POMPE PER L'INDUSTRIA
CHIMICA, AD ASSE
ORIZZONTALE,
VERTICALE, IMMERSA ED
ESTERNE, IN ACCIAIO
INOX E LEGHE SPECIALI

POMPE di PROCESSO
POMPE per DOWTHERM a 300-400°C
POMPE EBANITATE e GOMMATE
POMPE verticali immerse per METALLI fusi
a 500-800°C, SALI fusi, ecc.
POMPE per AMMONIACA ed UREA
POMPE per GAS LIQUIDI
POMPE per CELLULOSA e LIQUIDI DENSI

POMPE per LISCIVIO BISOLFITICO
POMPE ad ELICA per SOLFATO AMMONICO
ecc.
POMPE per ALTE PRESSIONI, per ALIMEN-
TARE SERBATOI ELEVATI e per ACQUEDOTTI
AGITATORI - MESCOLATORI
MOLINI COLLOIDALI
IMPIANTI COMPLETI - NOLEGGI

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

Il presente fascicolo da pag. 271 a pag. 328 è dedicato al tema: **TECNICHE DI SPERIMENTAZIONE A TERRA IN CAMPO AEROSPAZIALE**, trattato nel Convegno organizzato dalla Sezione di Torino della Associazione Italiana di Aerotecnica nel quadro delle manifestazioni del III Salone Internazionale dell'Aeronautica e dello Spazio (Torino, 12 giugno 1968). Il fascicolo è diviso in quattro parti.

PARTE I: STRUTTURE E FENOMENI DINAMICI

Metodologia di valutazione delle prove di fatica su strutture aeronautiche

IGINO CAPRIOLO, Capo Servizio presso la FIAT Divisione Aviazione ritiene che « le prove strutturali del velivolo FIAT G. 91 Y possono riassumere una filosofia di prova a fatica che conduce ad un rapido ottenimento di risultati. Questi, interpretati mediante un appropriato studio frattologico possono aiutare a ricercare la migliore configurazione di una struttura ».

1. Introduzione.

La distruzione delle mura di Gerico nel XII secolo avanti Cristo rappresenta il primo caso che la storia tramanda di rottura a fatica. Da quel momento passarono 3000 anni prima che il mondo promuovesse studi intensivi allo scopo di chiarire il problema della fatica. Alle note proprietà dei materiali si aggiungeva l'interrogativo della fatica, di cui, sebbene non se ne conoscesse la correlazione tra causa ed effetto, se ne intuì l'immensa importanza: *un elemento strutturale, soggetto a tensioni variabili nel tempo, ne memorizza la storia, si tormenta e dopo un periodo più o meno lungo può anche cedere.*

Furono introdotte limitazioni di progetto semplici e conservativi che consistevano nel raddoppiare, all'incirca, il consueto coefficiente di sicurezza se i carichi variavano da zero ad un massimo (carichi pulsanti) e ad aumentarlo di una quantità più che tripla se i carichi variavano da un massimo negativo ad un massimo positivo (carichi alterni).

I progettisti si basarono su questo criterio fino alla metà di questo secolo e, precisamente, fino a che non fu accertato che la causa degli inspiegabili disastri del CO-

MET fosse da attribuire alla fatica. Il mondo si trovò inerme di fronte a questo problema ed ebbero inizio studi e ricerche per inquadranne le cause. La febbrile ricerca (fig. 1) fu ancor più accelerata dall'iperbolico progresso aeronautico che, per ottenere le caratteristiche dei suoi spinti progetti, era costretto a diminuirne i fattori di sicurezza.

Il disastro del Comet portò alla prima grande prova di struttura completa, su cui furono simulati i carichi in volo, e, come corollario, numerose prove di fatica su elementi rappresentativi semplificati. Da quel momento passarono al vaglio delle prove di fatica tutti i materiali conosciuti sia sottoforma di provette, sia come elementi costitutivi di strutture.

Non è ancora caduto nell'oblio, il ricordo delle prove statiche con i sacchetti di sabbia, unica prova che garantiva la possibilità di una struttura a sopportare i carichi derivanti dalle caratteristiche relativamente modeste dei velivoli di un tempo non molto remoto, non è ancora abolito il requisito di contenere in un certo % della deformazione elastica il residuo di una struttura, che è già opinione universalmente accettata che *l'unico e solo presupposto di un progetto*

aeronautico è la garanzia di una resistenza a fatica.

Oggi, un costruttore aeronautico, per mantenere la sua posizione in termini competitivi, deve immettere sul mercato un prodotto che abbia una vita a fatica, almeno uguale a quella di invecchiamento che il progresso induce nelle caratteristiche operative dell'aereo. Nonostante questa nuova concezione, non esiste tuttora una procedura razionale per il progetto a fatica delle strutture, poiché ci si trova di fronte ad un fenomeno statistico le cui incertezze sono legate ad un numero non ancora precisato di variabili, tra cui:

- carichi di servizio
- caratteristiche meccaniche dei materiali
- ipotesi ed approssimazioni di calcolo
- condizioni ambientali di lavoro
- alterazioni dei materiali conseguenti alle operazioni di fabbricazione.

Non rimane, pertanto, che acquisire tutte le informazioni possibili dalle prove di fatica su strutture, più o meno complete, con la raccomandazione di una grande cautela nella interpretazione dei risultati, dato che *l'unica vera e*

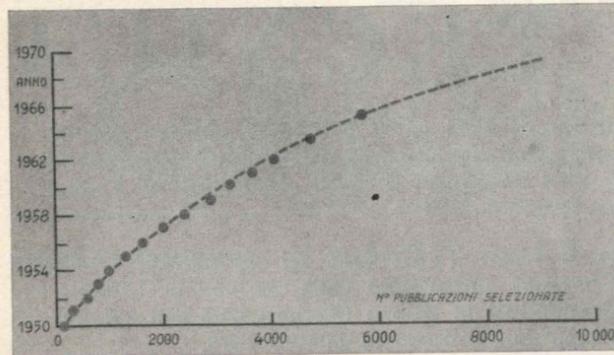


Fig. 1 - Le pubblicazioni selezionate sulla fatica aumentano del 15% annuo.

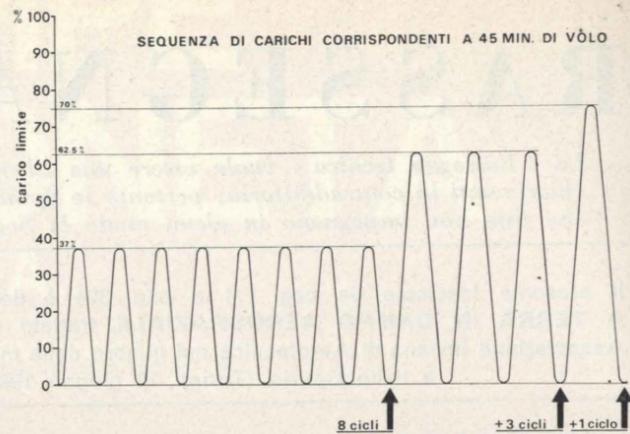


Fig. 2 - Esempio di schema semplificato di carichi.

reale risposta sarà sempre quella della struttura in fase operativa.

2. Le prove di fatica.

Le prove di fatica si ripromettono di stabilire la vita probabile delle strutture di un velivolo simulando le condizioni reali di carico ed includendovi, se necessario, le condizioni termiche o dell'ambiente in cui il velivolo opera.

Per la loro complessità e difficoltà, esse rappresentano un onere non indifferente su quelle di progetto, ma la sicurezza della struttura è innegabile parametro di qualità che, unitamente a tutte le altre caratteristiche, permane a qualificare un tipo di velivolo molto tempo dopo del ricordo del costo delle prove.

Quest'onere, è ben utilizzato se le prove di fatica non si limiteranno a fornire soltanto dei numeri parametricamente rappresentativi della vita della struttura, ma

- saranno valorizzate tutte le informazioni che la prova fornisce
- saranno valutate le eventuali migliorie strutturali
- saranno stabiliti i controlli e le ispezioni che dovranno essere rispettati durante la fabbricazione ed il servizio della struttura.

L'attendibilità di queste segnalazioni dipende, naturalmente, dalla metodologia di prova, o meglio, dall'accuratezza con cui essa è impostata, allestita e condotta, ciò che coinvolge la scelta dei carichi, la configurazione dell'elemento o, della struttura provata, l'impianto di prova e le procedure di controllo durante lo svolgimento della prova.

2.1 - Uno dei punti basilari delle prove di fatica è lo stabilire il carico o la serie di carichi a cui sottoporre la struttura. È poco realistico pensare di assoggettare la struttura alle reali variazioni di carico che essa ha in volo, dato che, salvo casi eccezionali, le prove di fatica sono eseguite su velivoli di nuova progettazione dei quali difficilmente è conosciuto il vero spettro di carico.

Anche la procedura di derivarlo da quello di un velivolo di caratteristiche simili è, in vero, di discussa applicabilità ed inoltre non è facile apprezzarne l'approssimazione.

Inoltre, uno spettro contiene una moltitudine di carichi a livello di debole o di nessun danno a fatica, che sono difficili da eliminare ed hanno come effetto, soltanto, una maggior durata della prova.

Facendo rilevare, che lo scopo più importante di una prova a fatica su una struttura di nuova progettazione è quello di identificare:

- le zone che sono soggette a rottura con durate, relativamente, basse,
- le crepe che hanno una propagazione, relativamente, veloce,

è quasi istintivo indirizzarsi verso una prova con una sequenza di carichi notevolmente semplificata o, ancor meglio, verso un solo livello di carico, di valore (o valori) tale da indurre delle alte sollecitazioni onde poter localizzare, al più presto, i punti critici che, normalmente, sono anche i più difficili da curare.

Uno schema semplificato di carichi, presenta anche il vantaggio di poter essere interpretato e tra-

sformato, con minori riserve, sulle basi delle diverse leggi che regolano la fatica dei materiali; e, pertanto, anche la durata di una struttura può essere facilmente reinterpretata, qualora, dovessero variare i carichi di esercizio rispetto a quelli di prova.

2.2 - Relativamente alla struttura da sottoporre a prove di fatica, principio generale sarebbe quello di utilizzare la struttura completa del velivolo (full scale test); l'attuazione comporta, però, notevoli difficoltà tra le quali la complessità dell'impianto di prova, la durata maggiore della prova e, soprattutto, la difficoltà di poter disporre, contemporaneamente, di tutte le strutture che compongono il velivolo.

Pertanto, tutti i costruttori aeronautici, per ottenere più rapidi risultati ripiegano sulle prove con strutture separate, salvo il caso, invero non frequente, di ripeterle, su una struttura completa di velivolo. In questo modo, si riesce ad introdurre già sui prototipi o, almeno, sui velivoli di preserie le migliorie necessarie per un buon comportamento a fatica.

A parte questo problema di tempestività, la indipendenza delle diverse prove a fatica sulle strutture di uno stesso aereo, hanno il vantaggio di sottoporre ciascuna struttura alla condizione di carico per essa, realmente, più gravosa senza dover ricorrere a quegli inevitabili compromessi che la prova su velivolo completo comporta.

Come di norma, anche questa procedura ha alcuni svantaggi, primo tra essi il sistema di vincolo della struttura, che per quanto sia sofisticato non avrà mai una

completa uguaglianza di rigidità con quella parte di struttura a cui quella di prova è collegata.

Una idea originale, già sufficientemente, sperimentata e che risolve, sufficientemente, il problema dei vincoli è quella di rendere la struttura completamente flottante, ad es. la prova dell'ala del velivolo FIAT G 91 Y, e ciò si ottiene mediante un sistema di snodi, in corrispondenza degli attacchi e, quando conviene, applicando il carico risultante di reazione, piuttosto che quello vero dovuto alle azioni di volo. Ad esempio, nel caso citato, le due semiali sono collegate al tronco centrale; per mezzo di una serie di snodi ad assi incrociati e a due traverse, un unico martinetto agisce su quest'ultimo mediante una seconda coppia di snodi (fig. 3). Cosicché, l'unico martinetto, lavorante ad espansione e munito di testate sferiche a galleggiamento idraulico, applica il carico nel piano di simmetria del velivolo (reazione fusoliera-ala).

Questo carico, attraversando gli attacchi del tronco centrale, passa nelle strutture delle semiali sulle quali è distribuito (fig. 4) mediante 8 selle, per semiala, disposte e collegate tra di loro con un leveraggio opportunamente dimensionato in modo da realizzare sulla struttura la stessa configurazione di taglio, momento torcente e flettente, previste nella condizione di volo prescelta. L'elemento terminale di ognuno dei due grappoli costituisce, infine, un appoggio sferico e può essere fissato o ad un soffitto dell'ambiente di prova o ad una apposita coppia di portali.

2.3 - In senso classico, la « durata a fatica » di una struttura è definita dal numero di cicli di carico che producono il suo collasso completo; da qualche tempo, però, viene discusso se, ed in qual modo, debba esservi introdotta la durata alla quale compaiono quelle crepe che rendono la struttura inabile a sopportare un certo carico espresso in % del carico ultimo (concetto di fail safe).

A causa di questi principi sostanzialmente diversi e data la normale carenza di strutture a disposizione per le prove, è chiaro che potrarre una prova di fatica fino a rottura rappresenta uno

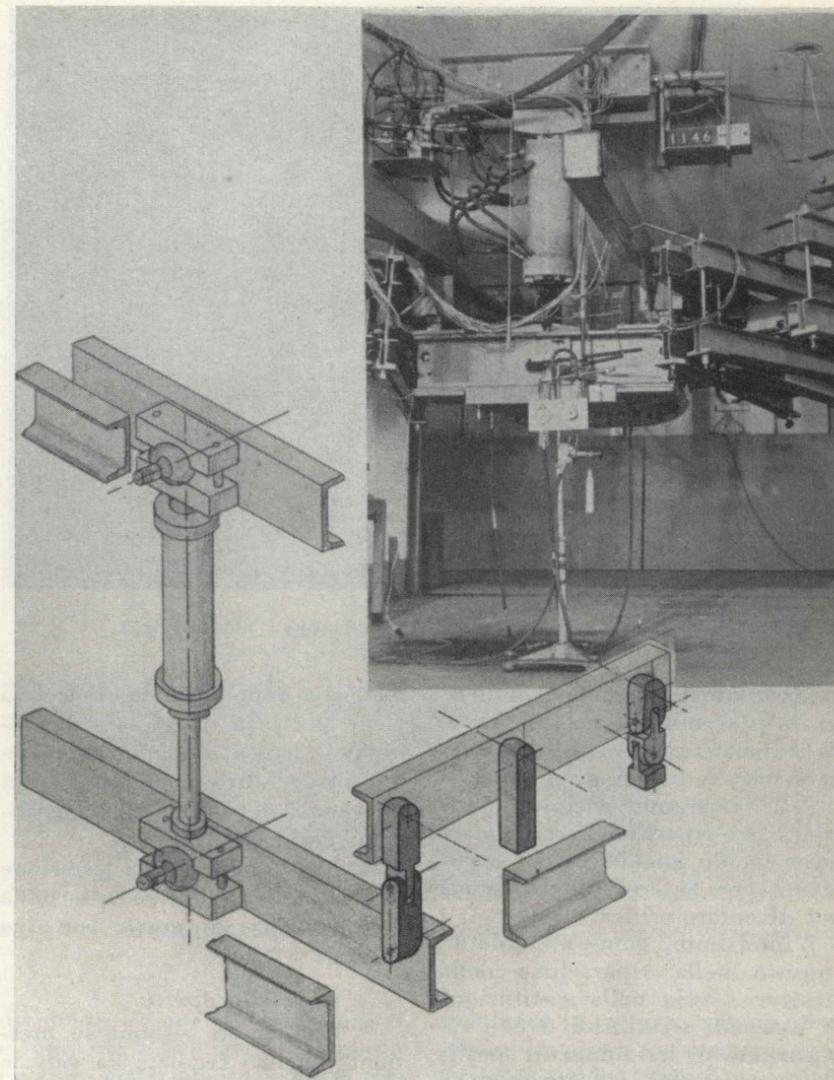


Fig. 3 - Sistema di vincolo della prova di fatica dell'ala del velivolo FIAT G. 91 Y.

spreco oltre che economico anche tecnico.

Pertanto, è preferibile, specialmente quando è una sola la struttura da provare, che essa sia utilizzata per individuare, per quanto

possibile, tutte le zone soggette a rottura; di conseguenza, la durata perde, in certo qual modo, la sua importanza e diventa predominante il formarsi ed il propagarsi delle crepe.

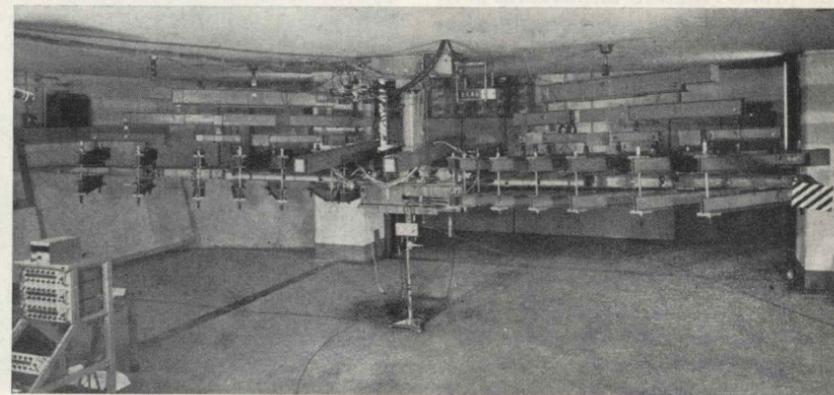


Fig. 4 - Complessivo della prova di fatica dell'ala del velivolo FIAT G. 91 Y.

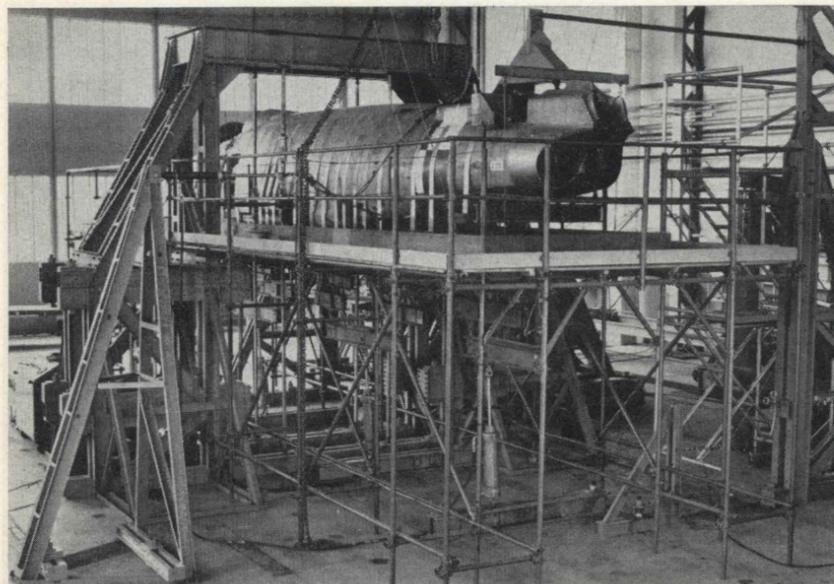


Fig. 5 - Prova di fatica della fusoliera del velivolo FIAT G. 91 Y.

Accettato questo nuovo indirizzo, la procedura di prova è facile da schematizzare e consiste nel tenere sotto osservazione il generarsi delle crepe intervenendo con arresti o con riparazioni locali quando si hanno fondati motivi di ritenere che la loro lunghezza sta per diventare critica.

L'intervento, come si è detto, consiste nella riparazione della struttura, ossia nella sostituzione di elementi strutturali o nell'applicazione di irrigidimenti locali; ne consegue che la configurazione della struttura resta alterata e quindi ne risente anche il flusso delle sollecitazioni: ciononostante, i risultati sono abbastanza soddisfacenti ed hanno una ripetibilità con buona garanzia.

Infine, quando le riparazioni locali sono introdotte come sostanziali modifiche strutturali, è ottima prassi ripetere la prova di fatica; questa volta, secondo gli schemi classici, sulla struttura definitiva.

2.4 - Anche l'impianto di prova ha la sua importanza in una prova di fatica, sia per l'affidabilità dei carichi sia per quella delle informazioni ottenute.

È ormai universalmente esteso l'impiego dei martinetti idraulici per le prove di fatica (fig. 5); il loro numero dipende dalla complessità della prova.

Ogni martinetto è controllato per mezzo di trasduttori dinamo-

metrici a doppio canale di cui uno viene utilizzato per l'autocontrollo del banco di alimentazione idraulico, l'altro viene immesso in un canale del sistema di acquisizione dei dati (fig. 6).

La regolazione della pressione ai martinetti si effettua, a seconda delle esigenze di prova, con due sistemi:

— *ad anello aperto.*

Con questo sistema le pressioni vengono regolate da valvole idrauliche le cui aperture è meccanicamente comandata da un sistema basculante munito di pesi scorrevoli. Per ogni valvola la pressione regolata, utilizzata dal collegato martinetto, dipende dal peso applicato alla leva e dalla sua posizione rispetto al fulcro.

Il controllo dei carichi a mezzo dei dinamometri consente la messa a punto definitiva di ogni singolo canale per la correzione ne-



Fig. 6 - Una vista parziale del sistema di acquisizione dati della FIAT Aviazione.

cessaria tenendo conto dell'attrito dei martinetti;

— *ad anello chiuso.*

Con questo sistema le pressioni ai martinetti vengono regolate da elettrovalvole che ricevono il comando da una apparecchiatura elettronica nella quale sono realizzate le funzioni di programma di carico e, contemporaneamente, di confronto fra carico programmato e carico controllato dai dinamometri.

Il programma di carico viene impostato su tamburi ruotanti sui quali è riportata la funzione di carico in funzione del tempo. La traccia viene seguita da una sonda elettrostatica che provoca un segnale elettrico proporzionale al carico programmato ed il segnale del dinamometro connesso, li confronta e, in caso di differenza, comanda opportunamente l'elettrovalvola per la necessaria correzione.

Il sistema è dotato di dispositivi di allarme individuali sui singoli canali e di arresto globale della prova nel caso che le differenze fra carichi programmati e realizzati superino i valori che vengono di volta in volta fissati.

Pilotando questo sistema con uno spettro di carico, registrato su nastro magnetico, è possibile simulare sulla struttura in prova l'esatta successione delle sollecitazioni che la struttura subisce in fase operativa.

L'esecuzione delle prove di fatica sulle strutture implica la misura di un elevato numero di dati sperimentali necessari per la verifica accurata e particolareggiata del progetto.

L'elevato numero di trasduttori collegati alle strutture richiede un

sistema automatico di condizionamento, scansione, misura e registrazione (fig. 6).

La capacità di un buon sistema, come ad esempio quello in dotazione alla FIAT Aviazione, è:

— *misure di sollecitazione*

Capacità di scansione 4000 punti,

Capacità di condizionamento 1600 punti,

Velocità globale di scansione 13 punti/secondo;

— *misure di forza*

25 dinamometri a doppio ponte che possono essere misurati a 27 al secondo;

— *misure di temperatura*

200 termocoppie scandite alla velocità di 17 al secondo con linearizzazione contemporanea.

La registrazione dei dati viene effettuata in forma digitale sia a stampa, sia, contemporaneamente, su nastro magnetico. Questa ultima forma di registrazione consente l'elaborazione dei dati con un calcolatore IBM 1800 e la tracciatura automatica dei diagrammi.

La visualizzazione di circa 50 informazioni può essere eseguita in tempo reale per il controllo dei punti più caratteristici delle strutture.

3. Fratture.

Uno degli elementi più importanti acquisibili in una prova a fatica è la disponibilità di ben in-

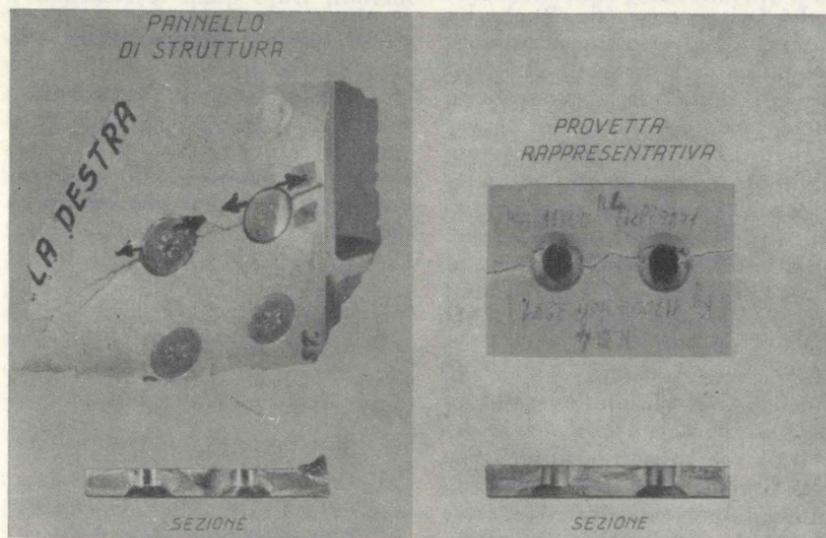


Fig. 7 - Riproduzione di fratture su provette (mat. 7075-T651).

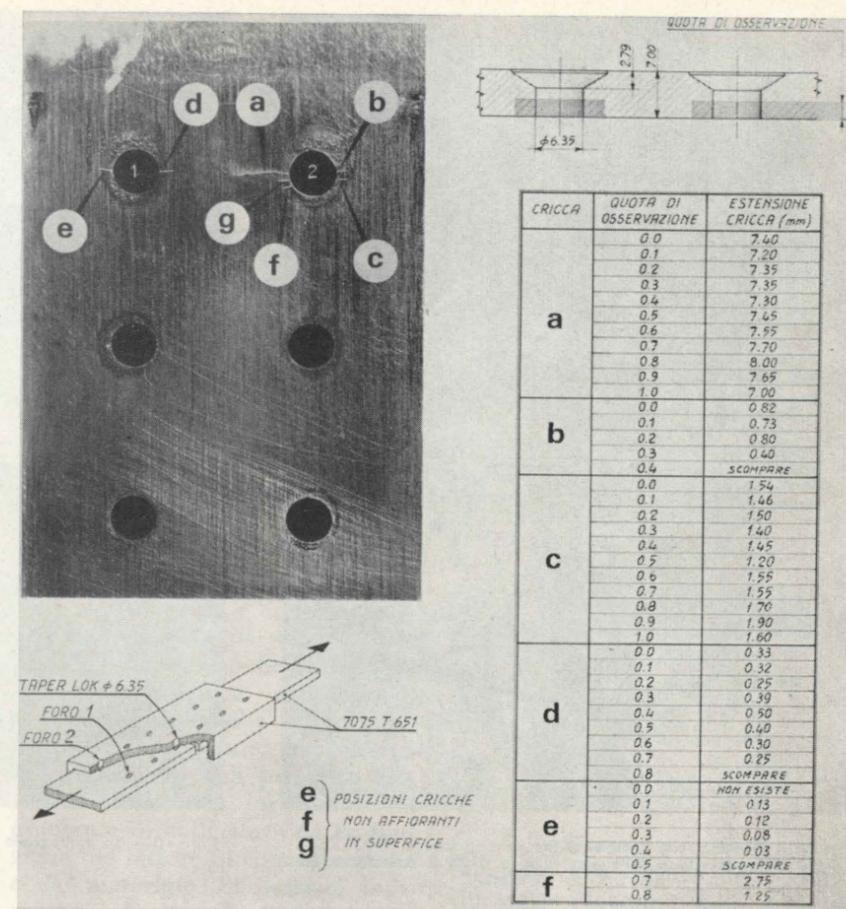


Fig. 8 - Posizionamento e lunghezze delle 6 cricche (di cui 3 non affioranti) sul contorno di 2 fori alloggiamento di taper lok Ø 6.35.

dividuate sezioni ove la rottura si è innescata e propagata. È questo un ricco materiale, utile sia al tecnologo sia al progettista per poter intraprendere le azioni correttive atte ad evitare od, almeno, a pro-

crastinare la rottura, oppure, trasferire le prove su elementi più semplici e meno costosi ma ugualmente validi per indagare le cause che l'hanno generata e, se del caso, su di essi valutare la efficacia dei provvedimenti, eventualmente, adottati.

Un esempio, che può illustrare l'importanza pratica della frattologia è riportato in fig. 7.

In una prova a fatica di una costosa struttura chiodata, si era rinvenuta una crepa responsabile, alla fine, del collasso dell'intera struttura. Lo studio della dispersione dei risultati e della modifica, per evitare od almeno procrastinare la crepa, necessitavano di una serie di prove sperimentali che, per ragioni di costo e di tempo, non potevano essere condotte sulla struttura reale, anche se, era ardua l'impresa di trasferire le complesse sollecitazioni locali su elementi rappresentativi più economici e costruibili in minor tempo.

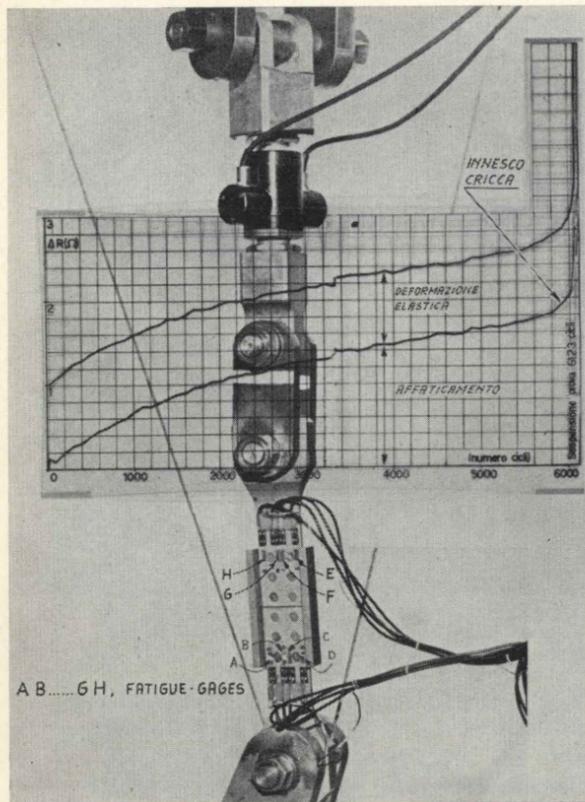


Fig. 9 - Provetta con fatigue-gages e diagramma. F/G « G »: a 5800 cicli variazione della pendenza, a 6123 il danneggiamento del F/G è rilevante.

Uno studio appropriato e l'esame frattologico della crepa, alla fine, resero possibile stabilire una forma di provetta (fig. 9), un ciclo di carico ed un livello di sollecitazioni tali che la frattura fosse se non identica, molto simile a quella riscontrata sulla struttura.

Stabilita questa rappresentatività non fu difficile non solo ridimensionare la struttura ma estendere l'indagine onde valutare l'influenza di diversi tipi di organi di collegamento sul formarsi e propagarsi della crepa. L'indagine, ha comportato prove su n° 60 elementi, sono stati confrontati n° 5 tipi di elementi di collegamenti con un costo, anche se non indifferente, di gran lunga inferiore a quello di una sola struttura.

Successivamente, introdotta la migliore soluzione sulla struttura in prova si è evitata la rottura a fatica in quella zona e la durata della struttura è soddisfacentemente aumentata di circa 12 volte.

Dal punto di vista della dispersione dei risultati, questa indagine ha confermato una supposizione e cioè che, l'origine della crepa avvenisse con inneschi multipli sul

contorno della sede dei chiodi (fig. 8) ed il fenomeno della minore o maggiore durata della prima e più importante fase di propagazione dipendeva dalla più o meno contemporanea con cui questi inneschi riuscivano a propagarsi nei successivi fronti che li ostacolavano.

Per constatare ciò, un valido aiuto è stato apportato dall'impiego dei fatigue gage (fig. 9) che ha consentito l'arresto quasi automatico di una delle provette al primo formarsi della crepa, nonostante alle elevate sollecitazioni di prova, il materiale 7075 - T651 avesse un'altissima velocità di lacerazione; un altro aiuto è stata la pazienza dei tecnici metallografici nell'affettare e lucidare ripetutamente di decimo in decimo di mm, tutta la sezione importante della provetta (fig. 8).

Come era già noto e come con evidenza si rivela dall'esempio citato, la fatica è intimamente legata al fenomeno dell'innesco e della propagazione delle crepe; è, quindi, importantissimo studiare e valutare la distribuzione delle tensioni nell'intorno di questa.

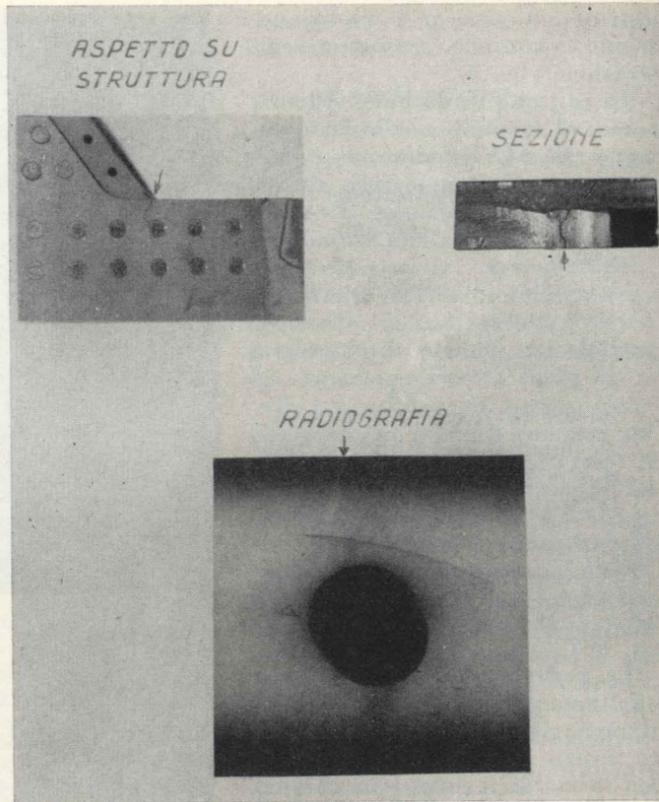


Fig. 10 - In radiografia (positivo) una semplice cricca appare con una doppia linea.

I sistemi più moderni usati allo scopo sono:

- il rivestimento con materiale fotoelastico,
- il metodo di interferenza di fase.

Agli effetti, invece, di stabilire il momento dell'innesco della crepa si possono impiegare diversi metodi, tra i quali si ricordano:

- il metodo delle correnti parassite,
- il metodo degli ultrasuoni,
- il metodo dei fatigue-gages;

mentre lo studio della propagazione della crepa si può effettuare durante la prova con:

- ultrasuoni
- radiografia o radioscopia
- correnti parassite

oppure sulla sezione di rottura con:

- microscopio elettronico per riflessione,
- microscopio elettronico per trasmissione,
- diffrazione con raggi X,

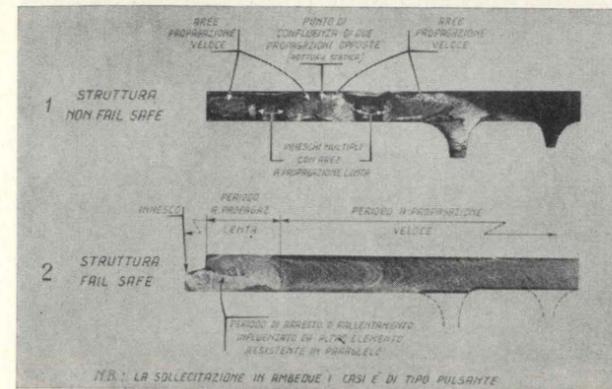


Fig. 11 - Esame macrografico su frattura di fatica (mat. 7075-T651).

combinazione del microscopio elettronico e metodo di Moirè, decorazione e tecnica di attacco differenziato, sezionamento ad angolo.

Di questi metodi, la maggior parte sono applicabili solo in prove di laboratorio, su provette o su elementi strutturali molto semplici.

Sulle strutture aeronautiche, i metodi più impiegati sono il radiografico, quello delle correnti parassite e quello dei liquidi penetranti.

Il sistema radiografico è il più completo, è però, scomodo nel maneggio dell'apparecchiatura e le condizioni di ripresa comportano una fase abbastanza lunga di messa a punto; inoltre, la radiografia richiede un'accurata interpretazione, un esempio è quello dei componenti strutturali spessi, in cui è abbastanza frequente il caso di rilevamento di una duplice o triplice crepa quando in realtà la frattura è una sola (fig. 10). È in ogni caso di impiego esteso soprattutto nel controllo di parti non visibili direttamente.

Il sistema con correnti parassite (eddy current) ha una buona applicazione, notevolmente più rapida di quello radiografico è, però, applicabile solo su componenti strutturali superficiali od immediatamente sottostanti, purché gli spessori di quelli superficiali siano limitati.

Il più semplice è quello dei liquidi penetranti che, in genere, può essere applicato soltanto dove l'occhio umano può vedere.

Note sono le limitazioni degli

ultrasuoni, per cui il loro impiego non è in posizione competitivo.

4. Studio delle fratture.

4.1 - *Esame in scala macrografica* - L'esame delle fratture in scala macroscopica, consente di stabilire il tipo della sollecitazione (alterna, pulsante, ecc.) il tipo del carico che l'ha prodotta (assiale, flessionale, torsionale), il gradiente di sollecitazione in funzione del fattore di concentrazione e del materiale. Si possono individuare poi, i segni corrispondenti ai periodi di sosta qualora la crepa procede in modo intermittente attraverso l'elemento.

Inoltre è spesso possibile individuare l'ubicazione dell'innesco ed avere una prima idea della velocità della crepa. Anche la colorazione differenziale provvede a fornire una idea delle velocità della frattura; per la precisione; le zone nere sono generalmente quelle in cui la frattura ha avuto un periodo di propagazione molto lenta; le zone grigie sono quelle in cui la velocità è più elevata per effetto dell'ossidazione dovuta al riscaldamento locale a sua volta generato dalla severità della deformazione plastica (fig. 11).

4.2 - *Rugosità superficiale* - La rugosità superficiale è un altro elemento importante che può collaborare a determinare la velocità di propagazione di una crepa (figura 12).

4.3 - *Microscopio ottico* - L'impiego del microscopio metallografico è molto limitato a causa della piccola profondità di fuoco che comporta una notevole restrizione del campo visivo.

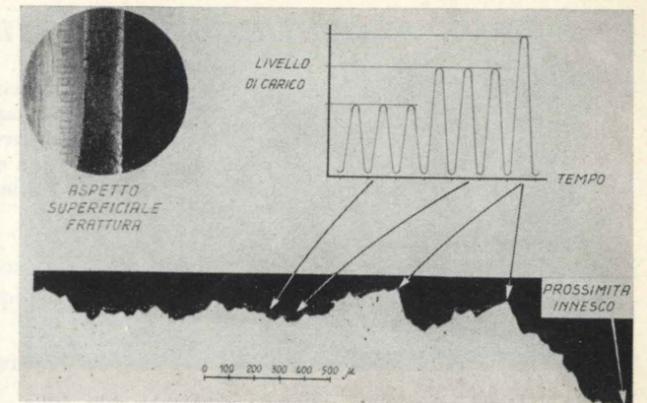


Fig. 12 - Esame della rugosità di una frattura di fatica.

Un notevole miglioramento si ottiene con i moderni microscopi a focale variabile con cui si possono raggiungere i 2000 ingrandimenti ed avere quindi la possibilità di indagare su più ampie zone di frattura, è così già possibile individuare le varie striazioni ed avere un'idea della storia dei carichi che hanno prodotto la propagazione della crepa (fig. 13).

4.4 - *Microscopio elettronico* - Connesso alla tecnica delle repliche (riproduzione della frattura con fogli di materia plastica) il microscopio elettronico consente di confermare localmente la storia (fig. 14) delle sollecitazioni che hanno prodotto la frattura, ma ha lo svantaggio di rendere quasi impossibile la localizzazione della zona ove viene effettuata l'indagine.

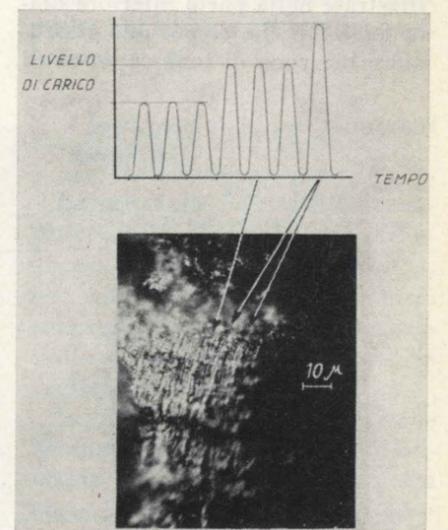


Fig. 13 - Esame al microscopio ottico ed identificazione della storia del carico sulla superficie di frattura.

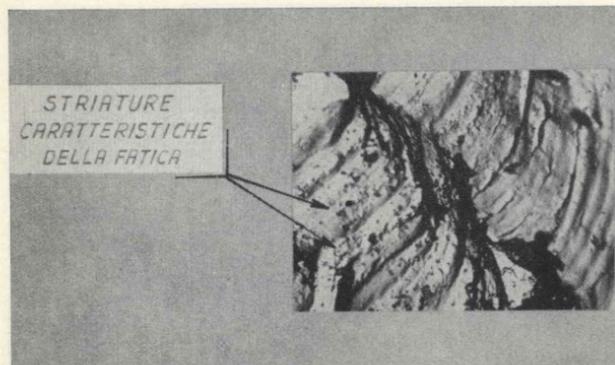


Fig. 14 - Identificazione delle striature caratteristiche della fatica (6000X) mediante il microscopio elettronico.

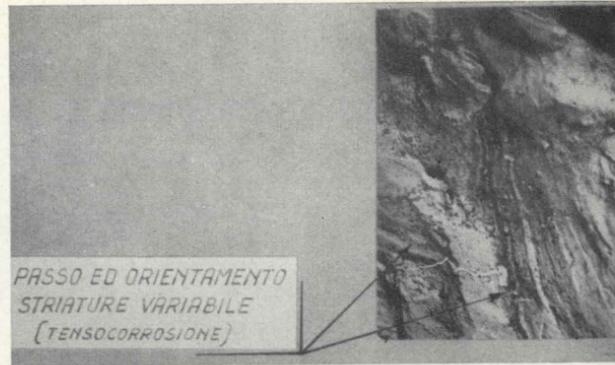


Fig. 15 - Striature con passo ed orientamento variabili, visibili al microscopio elettronico nella zona di innesco della frattura; sono indici di tensocorrosione (mat. 7075-T651).

Per ovviare a tale inconveniente è entrato nell'uso il microscopio ad emissione elettronica per il quale la replica non è una stretta necessità e consente l'esame diretto della superficie di frattura.

Il microscopio elettronico ha oltre tutto una funzione importantissima nella determinazione della causa (fig. 15) che ha prodotto lo innesco della frattura e quindi provvede a stabilire la causa primaria che deve essere curata per evitare o procrastinare la frattura.

4.5 - Applicazione - Lo studio della frattura, come si è già detto, consente di corredare il risultato di una prova con quelle considerazioni che ne permettono una migliore comprensione.

Un esempio può essere offerto dalla frattura di fig. 16; in essa sono visibili le diverse zone già illustrate nella parte inferiore della fig. 11 e che si possono riassumere in: zona di innesco, zona di

propagazione lenta e zona di propagazione veloce.

L'innesco è stato seguito da un primo fronte di avanzamento della crepa, secondo quasi circonferenze concentriche in prossimità dello spigolo. Le micrografie ivi eseguite rivelano una corrispondenza tra blocco di carico e stiratura rappresentativa con passo, che va aumentando (da 1μ a $3,0\mu$) via via che dallo spigolo ci si addentra nella sezione. Ciò sta ad indicare che la velocità della crepa è andata aumentando probabilmente per effetto dell'alta concentrazione esistente in profondità.

Nella restante zona di propagazione lenta questa corrispondenza ha continuato a crescere leggermente fino ad un max di $3,5\mu$ (zona più brillante).

In questa zona si osserva una riga scura di frattura ortogonale rispetto al fronte di normale propagazione della crepa primaria, essa non ha alcun interesse, nei ri-

guardi dello scopo illustrativo che ci si ripropone.

Procedendo nella direzione della crepa primaria, nella frattura si osservano una serie di frange chiare e scure. Le frange chiare rappresentano le rotture ai cicli minimi di carico, quelle scure ai carichi massimi. Di queste frange alternate, al massimo se ne contano una trentina.

In base a questi dati, sommariamente illustrati, è stato possibile costruire il diagramma di fig. 16. Esso è un diagramma bilogarithmico avente per ordinate la profondità della crepa in direzione crescente verso l'alto, e per ascisse la vita residua della struttura, (quindi, in scala crescente verso sinistra è la durata di propagazione). L'esame del diagramma consente di ricostruire con una certa attendibilità la propagazione della frattura in funzione della vita della struttura, ciò che non era stato possibile durante la prova dato che la crepa si era prodotta in una zona difficilmente ispezionabile. Si può, grosso modo, affermare che l'innesco della frattura è avvenuto intorno al periodo corrispondente al 20% della vita della struttura e la sua lunghezza è diventata di $2 \div 3$ mm tra il 20% e il 30% della durata. Fino ad una vita del 90% la frattura ha un andamento controllabile, mentre dopo il 95% della durata essa ha le caratteristiche di una propagazione veloce; si comporta, pertanto, in modo incerto e può anticipare inaspettatamente il collasso della struttura.

Igino Capriolo

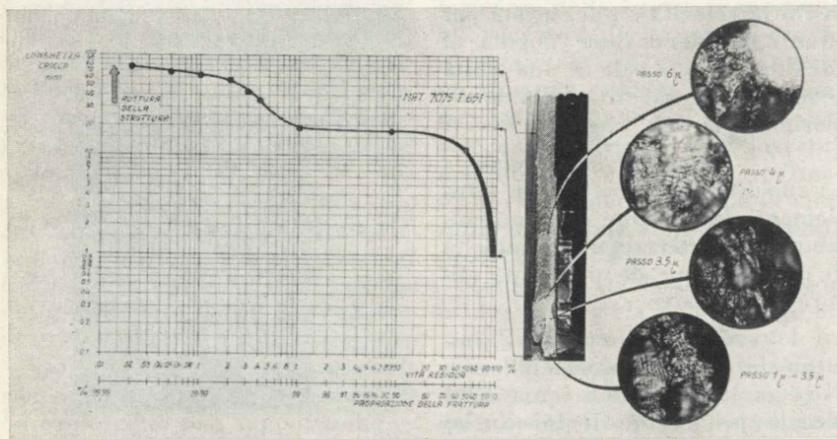


Fig. 16. - Studio della propagazione di una crepa su un pannello spesso (7075-T651) di una struttura sottoposta a prove di fatica.

Metodi di analisi sperimentale di fenomeni dinamici

G. NUTI e G. DANIELI, presentano una sintesi dei fenomeni di natura dinamica che possono incontrarsi nei veicoli aerospaziali, con i mezzi di analisi impiegati nei diversi casi presso la FIAT-Aviazione per l'estrazione dei dati più significativi. Oltre ai casi di risposta di un sistema ad una eccitazione sinusoidale o impulsiva, sono anche illustrati i casi di eccitazione di tipo random, con i metodi di analisi usati, aventi come base le tecniche statistiche.

1. Premessa.

Nel campo aerospaziale i fenomeni di natura « dinamica » sono molteplici e riguardano tutti quei problemi in cui si hanno delle oscillazioni o delle vibrazioni dell'elemento in esame, sia esso un intero razzo vettore, una struttura alare o un sistema servocomando.

Così in questa vasta gamma di problemi rientrano il flutter, il buffeting, le vibrazioni meccaniche, il rumore, la stabilità dinamica di un velivolo, la risposta alla raffica o ai carichi di atterraggio e molti altri. L'analisi sperimentale di questi problemi si riconduce all'analisi di segnali con forme molto diverse e spesso assai complicate.

Due vie ci si offrono per giungere al risultato voluto: o passare attraverso i grandi calcolatori digitali, che spesso possono essere talmente potenti da poter lavorare « on line » col fenomeno da esaminare, oppure usare i sistemi di tipo analogico che svolgono l'analisi con le unità tipiche dei calcolatori analogici (amplificatori operazionali, integratori, etc.). Al momento attuale la competizione tra analisi digitale ed analogica è ancora aperta sebbene l'indirizzo futuro è a favore del primo tipo, in conseguenza dell'enorme impulso che si prevede ci sarà nei prossimi anni nel campo dei calcolatori numerici. Tuttavia la via analogica non sarà certo tagliata fuori e potrà ancora per parecchio essere competitiva ed attraente per la sua flessibilità specialmente nelle fasi di progetto in cui sia necessario studiare un gran numero di configurazioni diverse per una ottimizzazione.

Illustriamo ora i metodi ed i mezzi più interessanti impiegati presso la Fiat Aviazione, per

l'analisi dei fenomeni dinamici, con alcuni esempi chiarificatori.

2. Risposta dinamica di un sistema.

Lo scopo dei sistemi di analisi di fenomeni dinamici, che adesso presenteremo, è quello di scomporre e sezionare un segnale che può essere molto complesso, mettendone in risalto le caratteristiche. Ma la meta finale che si intende raggiungere è quella di valutare la risposta dinamica di un sistema in esame.

Per sistema si intende un qualsiasi meccanismo, che eccitato da un fattore qualsiasi, che abbiamo indicato come « ingresso », dia origine ad un effetto, indicato come « uscita ».

RISPOSTA DINAMICA DI UN SISTEMA

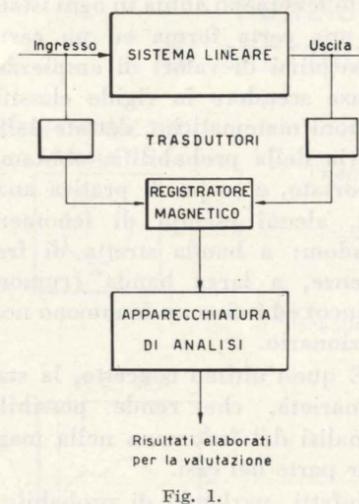


Fig. 1.

Esistono molti modi per valutare e rappresentare la funzione deterministica di risposta dinamica di un sistema, tra i quali i più rappresentativi ed utili nella pratica sperimentale sono la funzione di risposta in frequenza, definita nel dominio delle frequenze, e la

funzione « peso » o funzione di risposta all'impulso unitario, definita nel dominio del tempo.

Senza scendere assolutamente nei particolari della teoria matematica delle trasformazioni che verranno impiegate per la analisi di un qualsiasi fenomeno dinamico, presenteremo quelle che sono le tecniche più impiegate e che si sono dimostrate le più efficaci per valutare segnali molto complessi. Per essi è arduo estrarre dalla semplice visione dell'andamento in funzione del tempo le informazioni che lo definiscono.

Sono le apparecchiature analogiche di analisi che estraggono queste informazioni restituendole in modo più facilmente comprensibile per la valutazione.

Nel nostro caso tratteremo i metodi di analisi di fenomeni dinamici, fattori o effetti di sistemi lineari, o che tali possono essere supposti con buona approssimazione.

Per i sistemi non lineari i metodi di analisi saranno gli stessi ma diverrà molto più complesso il legame tra le caratteristiche dinamiche del sistema e i risultati delle analisi.

3. Classificazione dei fenomeni dinamici.

La prima necessità che si incontra è quella di tentare una classificazione dei fenomeni dinamici, per poterne stabilire il metodo di analisi più appropriato o più « sensibile » alle informazioni che si vogliono estrarre.

La prima grande classificazione distingue i fenomeni in deterministici e casuali (o random, con notazione inglese entrata nella pratica). Un fenomeno deterministico, come dice la parola stessa, dipende da una o più cause ben deter-

minate ed ha quindi un andamento nel tempo che può essere rigorosamente definito da una equazione matematica. Se ciò è vero

lo più sconosciute, possono essere in pratica ritenuti casuali, nel senso che in ogni istante il valore e la forma sono casuali ed unici, cioè

numero e dalla durata delle registrazioni che compongono un processo random.

È quello che si suole indicare come « confidence level ».

Per poter valutare un tempo di registrazione più lungo possibile, è necessario che le funzioni probabilistiche, di cui parleremo in seguito, e che definiscono il fenomeno random, siano le stesse qualsiasi sia il tratto considerato. Si giunge così alla definizione di fenomeno stazionario ergotico, che è fondamentale per poter svolgere, almeno al livello da noi raggiunto, l'analisi.

4. Valori medi.

Introducendo la prima e più semplice funzione di analisi, è opportuno ricordare che le trasformazioni di cui parleremo sono un mezzo per definire le caratteristiche di un qualsiasi fenomeno funzione del tempo. È la interpretazione che si dovrà dare alle analisi che varia a seconda del tipo di fenomeno considerato. Ciò significa che qualsiasi elaborazione su fenomeni deterministici sarà interpretata anch'essa come deterministica, cioè invariabile con l'intervallo di tempo e con l'istante considerato, mentre quella effettuata su fenomeni random sarà affetta dall'indeterminatezza dovuta all'intervallo di tempo di osservazione e, per fenomeni non stazionari, all'istante di osservazione.

La figura riporta uno schema a blocchi per un ipotetico analizzatore di valore medio assoluto, valore medio quadratico e valore efficace (root mean square). Di significato intuitivo, queste funzioni sono molto utili per una prima definizione di stazionarietà del fenomeno random. Inoltre se tale fenomeno ha valore medio nullo, come nella maggior parte dei casi fisicamente incontrati, il valore efficace è la deviazione standard, o sigma, della distribuzione gaussiana in ampiezza del fenomeno in esame. Un fenomeno random, dipendendo da moltissime cause tra loro non correlate, o debol-

mente correlate, ha infatti per definizione, una distribuzione gaussiana. Degli scostamenti da tale distribuzione parleremo in seguito.

qui di valutare la sua applicabilità nel caso pratico e l'interpretazione di essa per la valutazione di un fenomeno dinamico. La funzione

nel caso di un fenomeno random, per il quale la valutazione della semplice « time history » non dà nessuna indicazione quantitativa. La funzione di densità spettrale di potenza è quindi un mezzo per poter valutare l'andamento della variazione di potenza, cioè convenzionalmente di ampiezza al quadrato, quando si passa da una stretta banda di frequenza contenuta a quella immediatamente seguente. È in pratica un mezzo per valutare le componenti in frequenza rilevanti sul tratto di fenomeno considerato. È qui utile ricordare che esiste in pratica una doppia incertezza, dovuta al tratto di registrazione non infinito ma di lunghezza T ed alla risoluzione (banda passante del filtro) non infinitesima. Si tratterà quindi di valutare i risultati entro il grado di affidabilità legato al prodotto di B per T , che viene ricollegato al concetto di gradi statistici di libertà.

Il PSD è un utile mezzo per valutare le frequenze proprie di una struttura aerodinamica soggetta ad

CLASSIFICAZIONE DEI FENOMENI DINAMICI

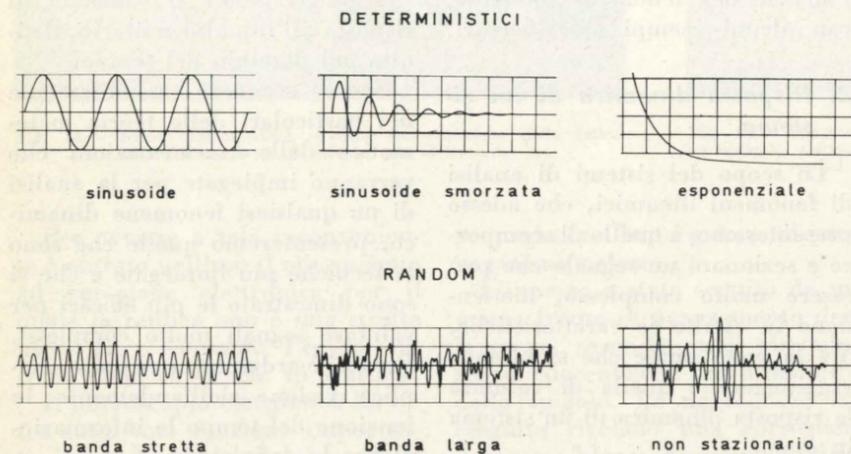


Fig. 2.

dal punto di vista teorico, non è sempre possibile estrarre la legge di variazione nel tempo, che spesso può essere complessa. Se ne deduce che il valore istantaneo può essere previsto per ogni istante precedente o seguente al tratto considerato. Inoltre qualsiasi tratto del fenomeno contiene tutte le informazioni per la definizione delle sue caratteristiche essenziali, che sono sempre rigorosamente le stesse, qualsiasi sia il tratto considerato.

Abbiamo riportato due sottoclassi a scopo di analisi: fenomeni impulsivi e fenomeni stabilizzati.

Gli esempi più semplici sono la risposta di un sistema del secondo ordine con un grado di libertà ad un impulso unitario e la sinusoide. Fenomeni molto più complessi (somma di sinusoidi, modulazioni, etc., risposte di sistemi di ordine superiore a più gradi di libertà, etc.) sono sempre riconducibili al tipo deterministico.

La classe dei fenomeni, o meglio dei processi, random comprende tutte quelle manifestazioni dinamiche che, dipendendo da un numero molto grande di cause per

non più ripetibili con certezza. Ne deriva che l'andamento nel tempo in ogni istante può variare entro ampi limiti, come valore e come forma; si potrà dunque parlare di percentuale di probabilità che un certo fenomeno abbia in ogni istante una certa forma ed un certo susseguirsi di valori di ampiezza. Senza scendere in rigide classificazioni matematiche, dettate dalla teoria della probabilità, abbiamo riportato, a scopo di pratica analisi, alcuni esempi di fenomeni random: a banda stretta di frequenze, a larga banda (rumore bianco) ed infine un fenomeno non stazionario.

È quest'ultimo concetto, la stazionarietà, che rende possibile l'analisi del fenomeno nella maggior parte dei casi.

Infatti, parlando di probabilità di ampiezza e di frequenza compresi entro certi intervalli, ne discende che il grado di approssimazione con cui un fenomeno random viene definito è strettamente legato alla quantità di informazione, cioè di possibili manifestazioni, che del fenomeno si possono valutare; cioè in altre parole dal

VALORI MEDI ED EFFICACI

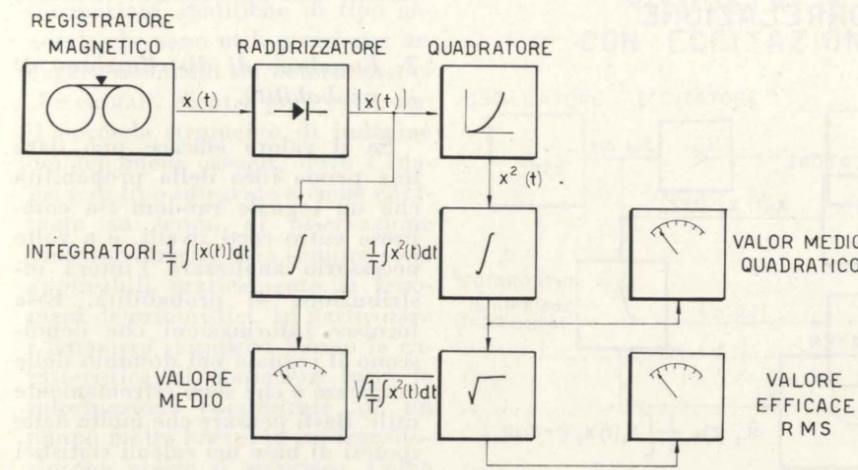


Fig. 3.

Allora si può valutare in modo probabilistico il futuro comportamento del fenomeno in esame, sapendo che c'è il 68 % circa di probabilità che il fenomeno abbia ampiezza compresa entro il valore efficace, il 95 % che stia entro due volte e il 99 % entro tre volte tale valore efficace. Un esempio di analisi di questo tipo viene impiegato per valutare gli effetti possibili del buffeting aerodinamico degli impennaggi e delle ali, tracciandone la curva del valore efficace di accelerazione o di spostamento sulle strutture ad esso soggette in funzione del numero di Mach o di altro parametro di volo. Il buffeting delle superfici è infatti un tipico fenomeno random a valore medio nullo e distribuzione molto vicina a quella gaussiana.

5. Funzione di densità di spettro di potenza.

È questa la prima trasformazione complessa con cui si entra nell'essenza del fenomeno dinamico, ed è anche la più efficace. La funzione matematica si basa sulla trasformazione di Fourier. L'aspetto matematico è ben noto. Vediamo

è definita nel dominio delle frequenze, ed è questo il caso più importante che mostra come le trasformazioni, trasferendo le funzioni da un dominio all'altro, per-

FUNZIONE DI DENSITÀ DI SPETTRO DI POTENZA (PSD)

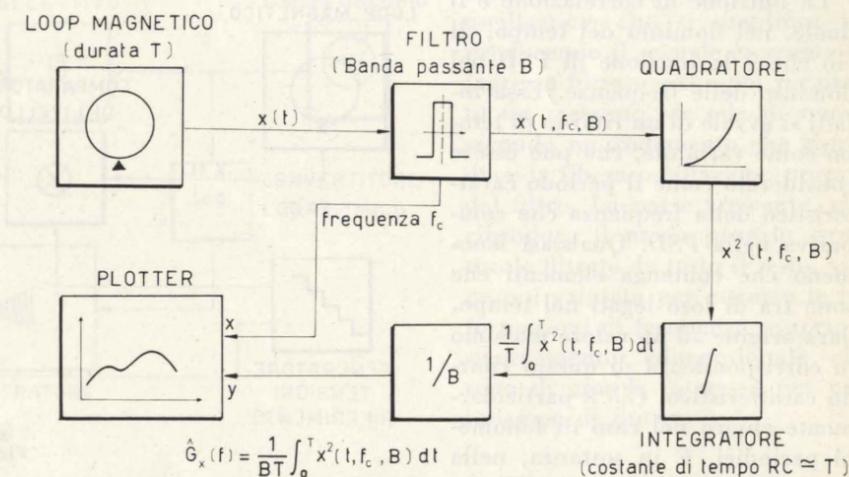


Fig. 4.

mettano di metterne in risalto particolari aspetti, mantenendo tutte le informazioni in esso contenute. E questo è particolarmente vero

eccitazione turbolenta. Sono state fatte moltissime analisi in questo senso e si è trovata un'ottima concordanza con i risultati ottenuti

nelle prove a terra. Analisi analoghe sono state sviluppate per valutare la composizione del fenomeno vibratorio degli scudi termici del missile Europa 1. Moltissime sono le informazioni che si possono

estrarre dalla curva della PSD. È per esempio molto utile nel sorvegliare l'andamento della frequenza propria e dello smorzamento per una struttura aerodinamica per cui si prevede la possibilità di flutter.

FUNZIONI DI CORRELAZIONE

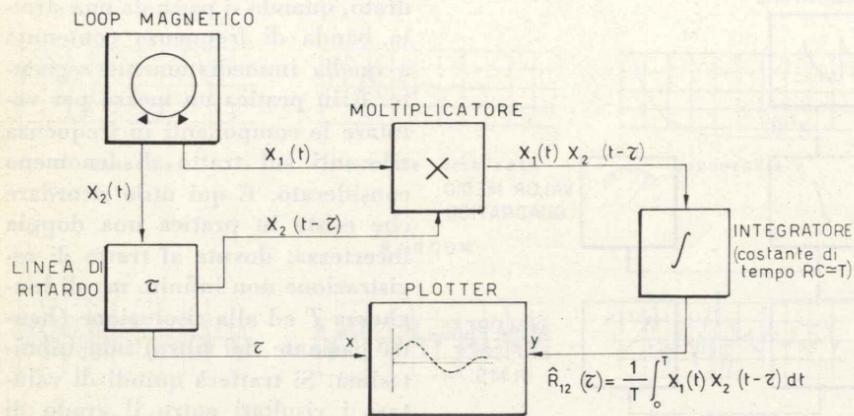


Fig. 5.

te e, se il sistema è lineare e se il fenomeno di ingresso ha banda sufficientemente larga, l'integrale di tutti gli effetti mostrerà chiaramente e, se il sistema è lineare e se il fenomeno di ingresso ha banda sufficientemente larga, l'integrale di tutti gli effetti mostrerà chiaramente

te e, se il sistema è lineare e se il fenomeno di ingresso ha banda sufficientemente larga, l'integrale di tutti gli effetti mostrerà chiaramente

6. Funzioni di correlazione.

La funzione di correlazione è il duale, nel dominio del tempo, di ciò che è la funzione di PSD nel dominio delle frequenze. Essa infatti si avvale di un ritardo di tempo come variabile, che può essere considerato come il periodo caratteristico della frequenza che compariva nella PSD. Qualsiasi fenomeno che contenga elementi che sono tra di loro legati nel tempo, darà origine ad un valore massimo in corrispondenza di questo ritardo caratteristico. Ciò è particolarmente chiaro nel caso di fenomeni periodici. È in sostanza, nella forma di autocorrelazione, cioè tra il fenomeno e se stesso, un mezzo per valutare componenti periodiche nascoste, ovvero nella forma di correlazione incrociata, un mezzo per valutare la reciproca dipendenza di due fenomeni. Con que-

mente la fisionomia della funzione peso. È un sistema che viene spesso messo in pratica per valutare la risposta dinamica di un sistema incognito, ad esempio un amplificatore od un filtro.

La correlazione è un sistema molto efficace, ma spesso la sua utilità è limitata dalla difficile interpretazione degli andamenti. Sono state comunque effettuate moltissime indagini sugli smorzamenti di strutture soggette ad eccitazione casuale con apprezzabili risultati.

7. Funzione di distribuzione di probabilità.

Se il valore efficace può dare una prima idea della probabilità che un segnale random sia compreso entro certi livelli, è a volte necessario analizzare l'intera distribuzione di probabilità. Essa fornisce informazioni che definiscono il segnale nel dominio delle ampiezze e che sono estremamente utili. Basti pensare che molte delle ipotesi di base nei calcoli statistici di pratico impiego sono basate sull'assunzione di una distribuzione di tipo gaussiano, che deve essere confermata dall'analisi.

Inoltre la valutazione della funzione di distribuzione di probabilità (che è l'integrale della più

FUNZIONE DI DISTRIBUZIONE DI PROBABILITÀ

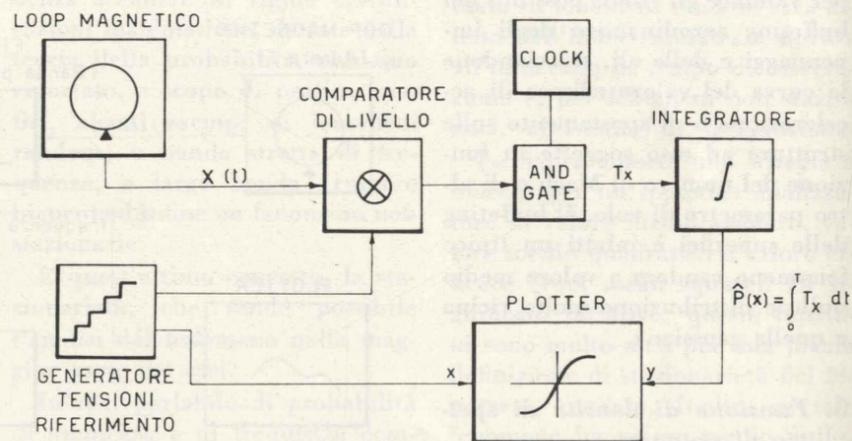


Fig. 6.

nota densità di probabilità) da preziose informazioni sulle caratteristiche in ampiezza che non possono essere sempre valutate a occhio.

Non linearità, « clipping » in

alcuni sistemi di trasferimento, saturazioni di segnale, etc. trovano un utile mezzo per essere valutati.

8. Analisi della risposta impulsiva.

Abbiamo sinora presentato trasformazioni analitiche di tipo generale che sono utili mezzi per indagare fenomeni sia deterministici che casuali. Mentre però esse sono il normale strumento di indagine dei fenomeni casuali, dove l'analisi è di tipo integrale e viene effettuata su tempi di osservazione piuttosto lunghi, non sempre sono applicabili praticamente ai fenomeni deterministici. In particolare i fenomeni impulsivi hanno la caratteristica di contenere tutte le informazioni concentrate in un tempo molto breve, in un transitorio che presto si esaurisce. Come caso tipico può essere considerata la risposta ad un impulso di forza, ottenuto per esempio tramite una cartuccia esplosiva, di una superficie alare per l'indagine di flutter. La struttura risponderà con una oscillazione smorzata, essendo ap-

ANALISI DELLA RISPOSTA IMPULSIVA

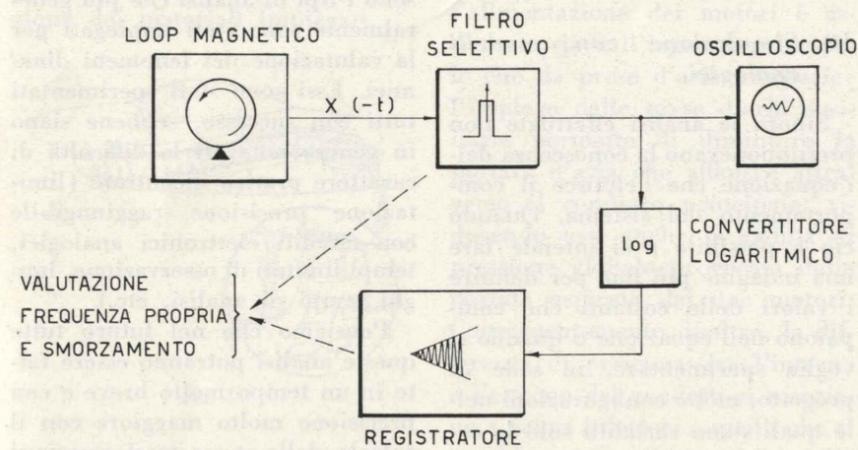


Fig. 7.

prossimabile ad un sistema di secondo ordine a molti gradi di libertà. Troveremo quindi miscelati tutti i modi propri strutturali eccitabili. Per definire ognuno di essi, si dovrà valutare la frequenza

e lo smorzamento. Sarebbe poco pratico, e spesso è impossibile, separare tutte queste componenti con una analisi basata su trasformazioni integrali. Si è allora messa a punto una tecnica del tutto parti-

RISPOSTA IN FREQUENZA CON ECCITAZIONE SINUSOIDALE

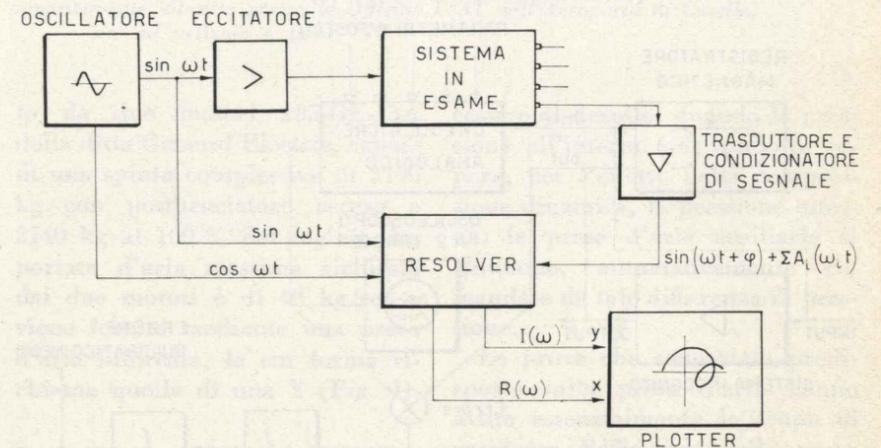


Fig. 8.

colare, che non comporta nessuna trasformazione in altro dominio di definizione.

zioni a frequenza diversa, ma si otterrebbe all'uscita del filtro una combinazione del modo strutturale in esame e della oscillazione libera del filtro. Essendo ovviamente le due oscillazioni alla stessa fre-

quenza, sarebbe impossibile separare i due effetti.

È per questa ragione che si inverte il senso di scorrimento del nastro, introducendo nel filtro la oscillazione smorzata per la coda. Si dimostra che, se sono soddisfatte particolari condizioni di selettività del filtro, la sua uscita è una oscillazione che si amplifica riproducendo il segnale crescente di ingresso filtrato e che poi raggiunto un massimo, decade di nuovo secondo un andamento che riproduce la libera oscillazione propria del filtro. La parte crescente, che riproduce il modo proprio strutturale filtrato da tutto il resto, viene poi valutata per estrarre le informazioni di frequenza propria o smorzamento adimensionale che sono di grande interesse per una indagine di flutter.

9. Risposta in frequenza con eccitazione sinusoidale.

Quando si deve analizzare il comportamento dinamico di un sistema eccitabile con mezzi artificiali, quale è il caso ad esempio

di un sistema elettronico, di un servomeccanismo o delle prove di vibrazione a terra della struttura di un velivolo o di un missile, è conveniente estrarre la funzione di risposta in frequenza del sistema valutando, ad ogni frequenza, il

quist per il campo di interesse (e cioè attorno ai vari poli del sistema). È questo un sistema largamente impiegato per la sua semplicità; inoltre le limitazioni in bassa frequenza (sotto 1 Hz è molto difficile operare in tempo reale)

simulazione, ad un sistema lineare del secondo ordine a più gradi di libertà.

I fenomeni dinamici più interessanti (velocità angolari, accelerazioni lineari, movimenti dei comandi, etc.) vengono registrati in volo durante le prove di stabilità e costituiscono ingressi ed uscite del sistema in esame.

I dati registrati vengono inseriti nel calcolatore analogico precedentemente programmato per riprodurre il comportamento dinamico del velivolo. Si confronta la risposta del modello analogico all'ingresso reale con l'uscita reale e si aggiustano le costanti fino ad ottenere le sovrapposizioni delle due uscite, vera e calcolata.

La prima valutazione per l'aggiustamento alle costanti viene fatta a occhio su un oscilloscopio a due tracce, poi si valuta la variazione dello scarto quadratico medio tra risposta dinamica calcolata e risposta vera per un aggiustaggio più fine. Se le ipotesi di calcolo sono valide, si possono estrarre le costanti con grandissima precisione.

11. Conclusioni.

Quelli che abbiamo presentato sono i tipi di analisi che più generalmente sono stati impiegati per la valutazione dei fenomeni dinamici. Essi sono stati sperimentati tutti con successo, sebbene siano in genere notevoli le difficoltà di carattere pratico incontrate (limitazione precisione raggiungibile con circuiti elettronici analogici, tempi limitati di osservazione, lunghi tempi di analisi, etc.).

Pensiamo che nel futuro tutte queste analisi potranno essere fatte in un tempo molto breve e con precisione molto maggiore con il calcolo delle stesse trasformazioni integrali effettuato in forma numerica, procedimento che finora non è stato possibile seguire perchè la enorme quantità di dati necessari per questi calcoli può essere manipolata solo da calcolatori digitali molto potenti.

G. Nuti - G. Danielli

SIMULAZIONE CON MODELLI ANALOGICI (ANALOG MATCHING)

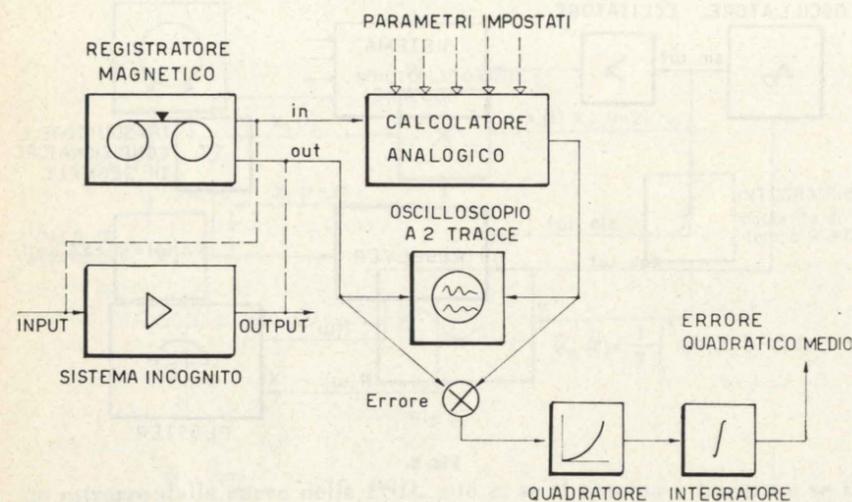


Fig. 9.

comportamento della risposta alla eccitazione più semplice, cioè sinusoidale.

Il segnale di riferimento viene fissato di volta in volta su una frequenza fissata e trasformato in grandezza fisica riprodotte tale andamento ed atta a eccitare il sistema in esame (può essere uno spostamento, una tensione, una pressione, etc.). L'uscita del sistema sarà di nuovo convertita in segnale elettrico e confrontata con l'ingresso. Essa non sarà praticamente mai una pura sinusoidale, come vorrebbe la teoria se il sistema è lineare, ma conterrà una somma di armoniche superiori. Il confronto però della componente fondamentale con il riferimento effettuata in un calcolatore analogico, permette di estrarre i due valori delle componenti reale ed immaginaria della funzione di risposta in frequenza.

Spostando le frequenze del segnale di riferimento al valore successivo, è possibile tracciare su un plotter l'intero diagramma di Ny-

quist imposta dall'uso dei resolver analogici, sono state superate con l'introduzione di resolver e generatori di segnali di riferimento di tipo digitale.

10. Simulazione con modelli analogici.

Sinora le analisi effettuate non presupponivano la conoscenza dell'equazione che definisce il comportamento del sistema. Quando ciò è possibile e si intende fare una indagine più fine per definire i valori delle costanti che compaiono nell'equazione o quando si voglia sperimentare, in sede di progetto, molte configurazioni nelle quali siano variabili solo le costanti di progetto, torna particolarmente utile l'indagine con simulazione su calcolatori analogici.

È questo il caso, ad esempio, di una parte delle indagini di meccanica del volo, in cui il sistema (velivolo considerato come corpo rigido libero nello spazio) può essere riportato, con buona appross-

Controllo a terra dell'accoppiamento velivolo-motore del caccia bombardiere Fiat G 91 Y

GIUSEPPE MAOLI, Direttore dell'Ufficio Tecnico Motori Avio della FIAT, illustra i criteri che sono stati adottati per controllare l'efficienza dell'accoppiamento fra la cellula del caccia-bombardiere G 91 Y e i motori J85-GE-13A. L'autore illustra i problemi presentatisi durante il controllo ed i risultati delle prove eseguite sia su un banco prova appositamente allestito presso le Officine FIAT dell'Aeroporto di Caselle, sia sul velivolo a terra.

1. Premessa.

Le prestazioni ottime di un velivolo nel suo intero campo di impiego possono essere raggiunte soltanto se tutti i componenti dell'impianto di potenza funzionano sempre in condizioni prossime a quelle di migliore rendimento. È quindi necessario svolgere accurate indagini sulle prese d'aria e sul sistema di raffreddamento, più generalmente su tutti gli elementi influenzati dall'accoppiamento velivolo/motore, per controllare che sia stata raggiunta l'ottimizzazione dei componenti l'impianto di potenza sia sotto l'aspetto dell'aerodinamica interna che del mantenimento dei livelli termici del motore e delle strutture al disotto di valori prestabiliti in considerazione dei materiali impiegati.

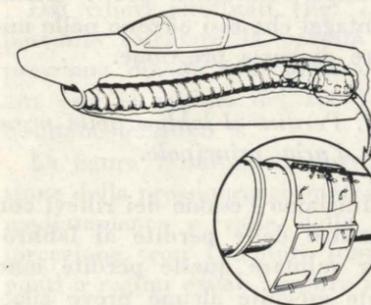


Fig. 1.

In questa relazione saranno appunto illustrati i sistemi adottati per controllare l'efficienza dell'accoppiamento velivolo/motore ed i risultati delle prove eseguite sia su un banco prova appositamente allestito all'Aeroporto di Caselle, sia sul velivolo a terra.

Il velivolo G 91 Y è equipaggia-

to da due motori J85-GE-13A della ditta General Electric, capaci di una spinta complessiva di 3700 kg con postbruciatore acceso e 2740 kg al 100 % del regime. La portata d'aria massima richiesta dai due motori è di 40 kg/sec e viene fornita mediante una presa d'aria biforcata, la cui forma richiama quella di una Y (Fig. 1).

2. Sperimentazione della presa d'aria.

Una tale presa d'aria non ha molti esempi di impiego e si è considerato necessario, oltre che sperimentarne l'efficienza, controllarne le influenze reciproche dei condotti a valle della biforcazione.

Nelle condizioni di punto fisso l'alimentazione dei motori è assicurata sia dall'ingresso principale che da prese d'aria ausiliarie: l'impiego delle prese d'aria ausiliarie permette di diminuire la portata d'aria che affluisce attraverso il condotto principale, riducendo così anche la caduta di pressione globale provocata dalla portata aspirata dai due motori. Conseguentemente, inoltre, la differenza di pressione fra l'interno e l'esterno dei condotti si mantiene a valori inferiori a quelli che si avrebbero senza il contributo delle prese ausiliarie e così pure si abbassa il limite di instabilità a compressione degli elementi strutturali del condotto durante il funzionamento a punto fisso: ciò permette una maggiore leggerezza degli stessi elementi costruttivi.

Nelle fasi immediatamente suc-

cessive al decollo, quando la pressione all'interno del condotto supera, per l'effetto della compressione dinamica, la pressione esterna, le prese d'aria ausiliarie si chiudono, automaticamente comandate da tale differenza di pressione.

Le prove che sono state predisposte sulla presa d'aria hanno avuto essenzialmente lo scopo di verificare l'efficienza della presa con particolare riguardo alle caratteristiche aerodinamiche della biforcazione, degli ingressi secondari ed infine dell'assenza di ogni forma di instabilità caratterizzata da fluttuazioni di portata in ciascun condotto.

Nella figura 2 è mostrato il complesso durante la prova. Il supporto dei motori è ancorato alla piattaforma di un banco che poggia su di un sistema oscillante a leve e consente, mediante un dinamometro pneumatico « Hagan », di rilevare la spinta dei motori.

Nella figura 3 sono indicate le sezioni di rilievo ed il numero di sonde di pressione impiegate, globalmente pari a 240.

I rilievi di pressione statica sono stati eseguiti mediante prese di pressione parietali. Con tale tipo di prese si commette, per effetto della turbolenza sulle pareti del condotto, un errore di misura che è analizzato nel diagramma di figura 4.

In essa infatti è riportato l'errore di misura « Δp », in percento del carico dinamico « q », in funzione del livello di turbolenza: essendo questo stimato, nel nostro caso,

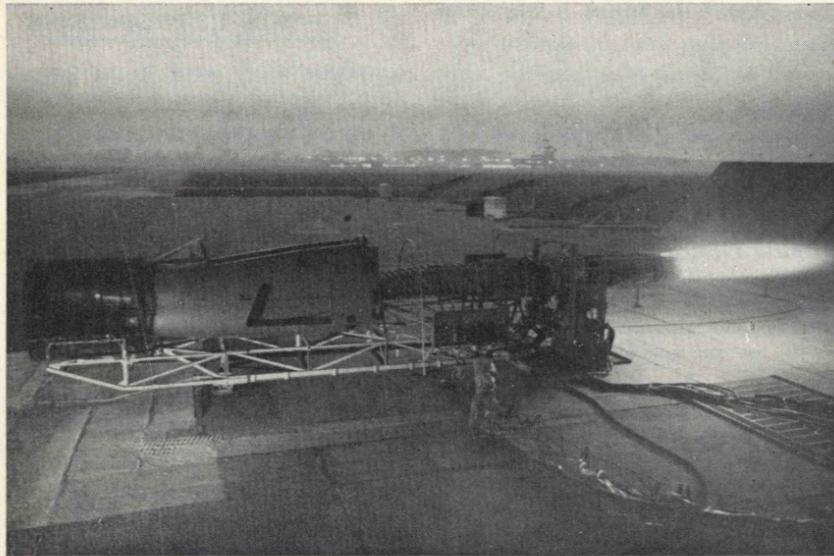


Fig. 2.

dell'ordine di $8 \div 10 \%$, l'errore « $\Delta p/q$ » sarà inferiore allo 1% . Si avrebbe cioè un errore massimo di circa 1 mm di Hg in tutto il campo di funzionamento della presa, trascurabile per le misure effettuate.

Abbiamo perciò scelto questo tipo di prese piuttosto di impiegare prese di pressione statiche non parietali, che pur consentendo misure più precise possono aumentare il livello di turbolenza a valle delle stesse.

I fori delle prese sono a 90° rispetto alla direzione del flusso ed il loro diametro è di $0,5 \text{ mm}$. Co-

me si nota da altro diagramma (in figura 4) per prese di questo tipo e per tali diametri del foro, l'errore espresso in « $\Delta p/q$ » è del tutto trascurabile non richiedendo una compensazione che comporterebbe maggiori difficoltà di esecuzione.

Per i rilievi di pressione totale si è reso necessario adottare dei pettini lungo il condotto e questi sono stati inseriti subito a monte delle zone ove la vena fluida aumenta la propria velocità per attenuare gli effetti di scia.

Anche i fori delle prese totali sono stati mantenuti entro dimen-

sioni molto piccole, al fine di limitare gli errori dovuti alla eventuale presenza di un gradiente di velocità; per minimizzare inoltre errori dovuti ad una direzione di velocità diversa da quella secondo l'asse del foro, le sonde sono state costruite secondo lo schema riportato nella stessa figura 4 che consente di ottenere una elevata precisione anche in presenza di flusso

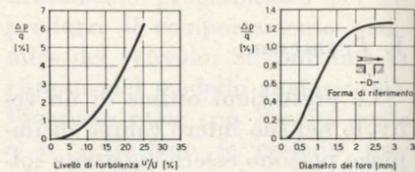


Fig. 4.

notevolmente deviato, come mostrato dal diagramma « $\Delta p/q$ » in funzione dell'angolo tra la direzione dell'aria e l'asse della presa.

Tutti gli strumenti di misura di pressione impiegati, durante l'esperienza sul simulacro, sono stati di tipo idrostatico per i grandi vantaggi che essi offrono nelle misure di bassa pressione.

2.1. Perdite al labbro della presa d'aria principale.

Iniziamo l'esame dei rilievi con l'analisi delle perdite al labbro. Per valutare queste perdite sono state eseguite alcune prove adattando alla normale presa d'aria del velivolo una presa d'aria a campana, le cui perdite sono molto limitate (lo $0,35 \%$ della pressione totale); si è quindi assunta come perdita dovuta al labbro la differenza tra le pressioni rilevate nelle sezioni di ingresso ai motori nelle due prove (fig. 5).

Questo sistema di valutazione è influenzato dal trascurabile errore

Sezione	Prese di pressione		T/C
	Statica	Totale	
A-A	-	8	-
B-B	24	-	-
C-C	6	-	-
D-D	-	14	-
E-E	-	-	2
F-F	-	-	2
G-G	16	-	-
H-H	-	18	-
I-I	16	-	-
L-L	-	18	-
M-M	12	108	-

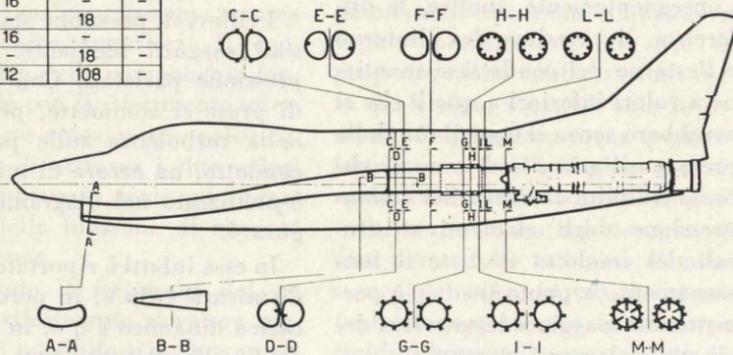


Fig. 3.

dovuto alla piccola differenza della portata d'aria che attraversa il condotto principale nelle due configurazioni (lievissimamente superiore per la prova con presa a campana).

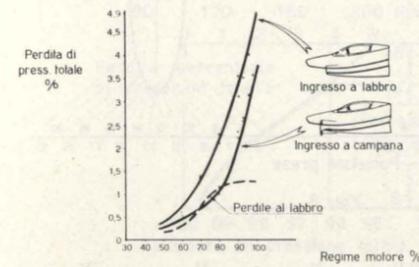


Fig. 5.

Le perdite di pressione totale così valutate raggiungono il valore dello $1,2 \%$ al regime del 100% alle condizioni di prova (punto fisso), che sono le più severe sotto questo aspetto.

2.2 Perdite nella biforcazione.

Per il controllo delle condizioni del flusso nella biforcazione del condotto principale, questa è stata strumentata con 24 prese di pressione; a questo scopo la parte centrale del setto di biforcazione è stata sostituita da un inserto in ottone sul quale sono state ricavate le prese parietali di pressione (figura 6).

Dai rilievi effettuati (fig. 7) è possibile calcolare la perdita di pressione dovuta alla biforcazione; essa al regime del 100% è risultata dello $0,6 \%$.

La figura 7 mostra la distribuzione della pressione nei punti immediatamente a valle della biforcazione, con i motori funzionanti a regimi eguali, mentre nella figura 8 sono mostrati gli stessi rilievi per motori funzionanti a regimi differenti (100% e 48% o 60%); dall'analisi dei risultati si deduce che non esiste distacco anche con i motori funzionanti a regimi fortemente sbilanciati.

2.3 Prese d'aria ausiliarie.

Le prese d'aria ausiliarie poste a valle della biforcazione (detta-

glio di fig. 1) sono state costruite in modo che il flusso d'aria alimenti due camere anulari poste intorno ai condotti principali, entrando quindi nei condotti attraverso due fessure anch'esse anulari, eseguite in modo da permettere il miscelamento delle due correnti senza creare una eccessiva turbolenza.

Era stato previsto di calibrare le fessure in maniera circonferenzialmente diversa per ottenere una distribuzione uniforme del flusso ausiliario nel condotto della presa d'aria; tale procedimento non è stato necessario perchè il comportamento del flusso nella sezione immediatamente a valle delle fessure è risultato soddisfacente come riportato nella figura 9, ove sono rappresentati polarmente gli scostamenti percentuali dalla velocità media.

Questi scostamenti sono molto limitati lungo il perimetro dei condotti ad accezione del punto in corrispondenza della presa esterna. D'altra parte il fenomeno si attenua lungo il condotto in modo tale che all'ingresso del motore si ha una distorsione ampiamente contenuta entro i limiti consentiti dal motore stesso.

La portata d'aria delle prese au-

siliarie è valutata nel $27 \div 30 \%$ della portata della presa d'aria principale, valore che è risultato il miglior compromesso tra le condizioni richieste per un ottimo bypass e le difficoltà costruttive che si sarebbero incontrate nel realizzarlo.

Le prese ausiliarie sono destinate a funzionare solo a punto fisso e durante il decollo. Per tale scopo l'ingresso delle prese è protetto da portelli che si chiudono automaticamente subito dopo la fase di decollo, quando il velivolo ha raggiunto Mach $0,35 \div 0,40$.

2.4 Ingresso motore.

Si è quindi considerato il comportamento del flusso nella sezione immediatamente a monte dell'ingresso motore; in tale sezione è stato inserito un tronchetto di condotto strumentato con 6 pettini dotati di prese di pressione; le prese di pressione sono poste sul pettine a distanze tali da risultare rappresentative per corone circolari di egual area.

Dai rilievi si è dedotta la caduta percentuale della pressione totale come mostrato nei diagrammi polari di figura 10 e quindi si sono calcolati gli indici di distorsione

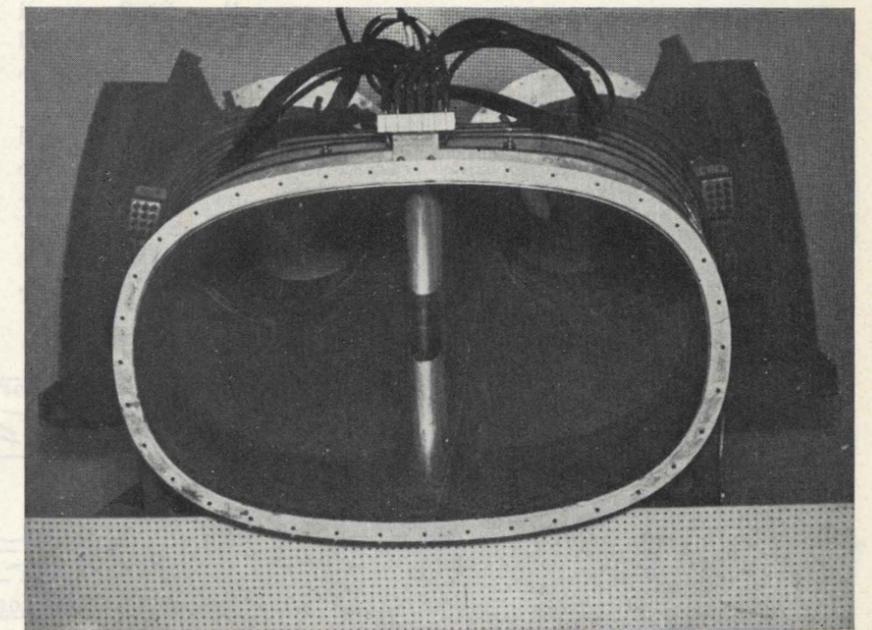


Fig. 6.

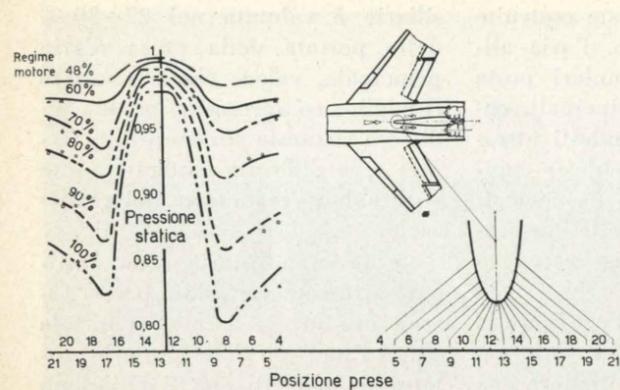


Fig. 7.

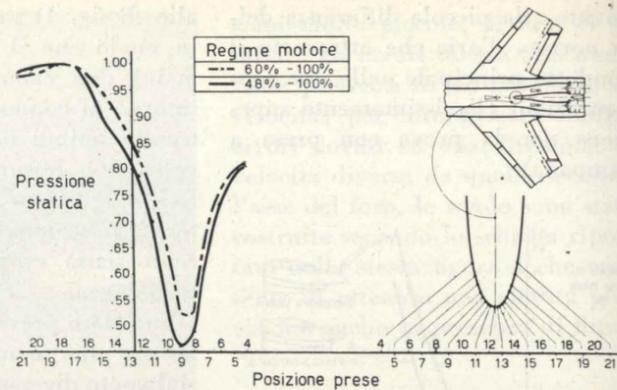


Fig. 8.

circonfrenziale e radiale della pressione totale in funzione dei regimi dei motori (fig. 11); essi sono largamente entro i limiti consentiti dal motore adottato.

Nella stessa figura 11 è indicata la perdita di pressione totale percentuale e il recupero di pressione totale della presa d'aria in funzione della portata d'aria e quindi del regime motore nelle condizioni di punto fisso. Si deve considerare ovviamente che in volo vengono a mancare le perdite dovute al labbro della presa d'aria, in precedenza illustrate, pur aumentando le perdite nel condotto.

2.5 Reciproche influenze dei motori funzionanti a regimi diversi.

Si sono poi considerate le reciproche influenze che potevano essere provocate dai motori funzionanti a regimi diversi. Per tale motivo sono state eseguite numerose prove con un motore funzionante stabilmente a un prefissato regime nel campo fra il regime minimo ed il 100% e con l'altro motore funzionante a tutti i regimi com-

presi fra il minimo ed il 100%; si è così proceduto in modo da avere tutte le portate relative a regimi sfalsati. Si è considerata anche l'influenza di un motore funzionante a regimi oscillanti attorno ad uno prefissato sul comportamento dell'altro motore funzionante a regimi stabilizzati.

Da ultimo si è anche preso in considerazione che nella sezione di ingresso di un motore dopo uno stallo particolarmente severo si può produrre un flusso d'aria calda ed un'onda di pressione e che un simile fenomeno potrebbe causare, attraverso la biforcazione, distorsioni aerodinamiche particolarmente elevate nella sezione di ingresso dell'altro motore. Si è allora provocato lo stallo di un motore per controllare l'influenza di questo sulla stabilità del flusso nel condotto del motore funzionante regolarmente.

Allo scopo di poter rilevare il transitorio di temperatura sono state adottate termocoppie costruite con fili del diametro di 50μ . Per poter notare il fenomeno è stato infatti necessario adottare

fili con diametro di questa dimensione e quindi studiare una particolare tecnica per eseguire le saldature tra i due fili e le saldature dei fili della termocoppia ai conduttori che trasmettono il segnale. Nella figura 12 sono mostrati i rilievi eseguiti durante un transitorio di temperatura, con una termocoppia normale ed una termocoppia a risposta rapida. È stata calcolata in 16 millisecondi la costante di tempo per la termocoppia con fili del diametro di 50μ e tale valore è risultato in accordo anche col diagramma della figura 12, ove sono riportati quattro punti sperimentali, che controllano la legge adottata per il calcolo del coefficiente di risposta in regime turbolento per sonde del tipo di quelle impiegate.

Durante il violento stallo provocato è avvenuta la rottura delle termocoppie nel tronco del condotto del motore che ha stallato, mentre la temperatura nel condotto alimentante l'altro motore è salita solamente di $3 \div 4^\circ\text{C}$ e il motore ha continuato a funzionare regolarmente. Dato l'esisto della

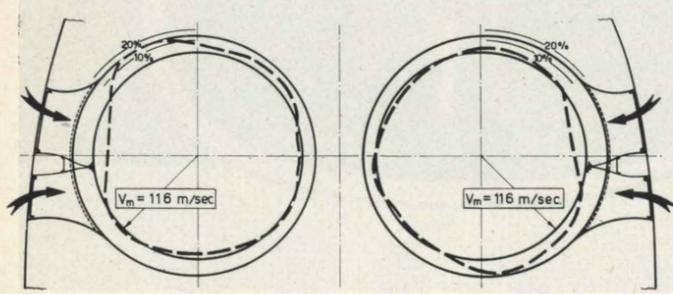


Fig. 9.

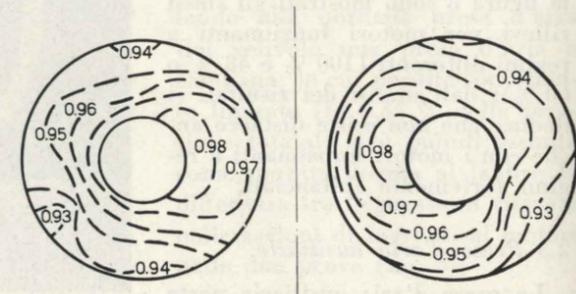


Fig. 10.

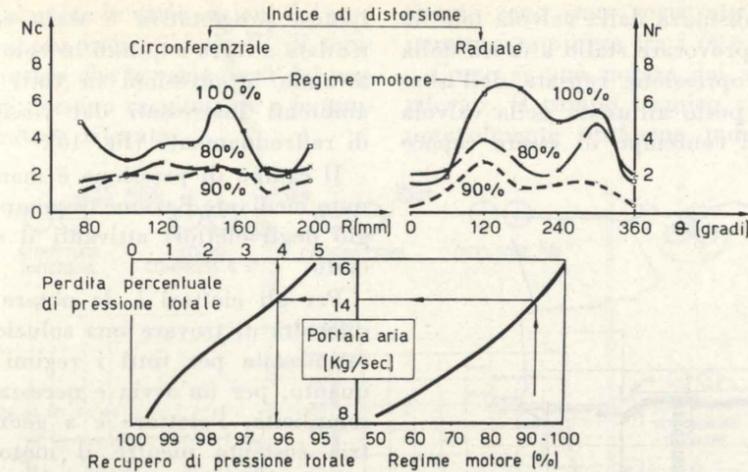


Fig. 11.

prova, positivo per il fine prefissato, la stessa non è stata ripetuta.

3. Sperimentazione del circuito di raffreddamento.

Si è quindi proceduto alla prova del circuito di raffreddamento dei motori e delle strutture del velivolo, interessate dal campo termico generato dai motori stessi,

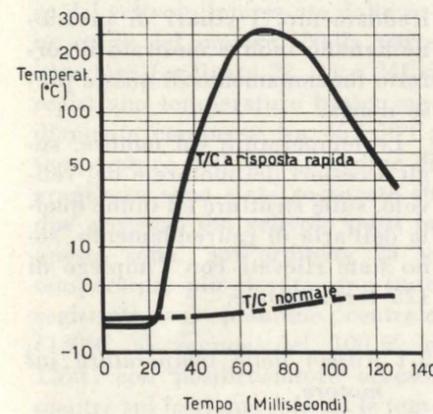


Fig. 12.

Per tali prove è stato necessario completare l'attrezzatura, utilizzata in precedenza per le prove sulla presa d'aria, con le parti posteriori della fusoliera, interessate al flusso di raffreddamento, e con gli eiettori. In figura 14 è mostrato il complesso durante le prove.

L'aria del circuito di raffreddamento (fig. 15) viene aspirata principalmente attraverso quattro pre-

apre quando la differenza di pressione tra di essi supera un certo valore. Altri due sportelli tarati impediscono che si formi una eccessiva differenza di pressione tra l'interno dei due vani e la pressione ambiente.

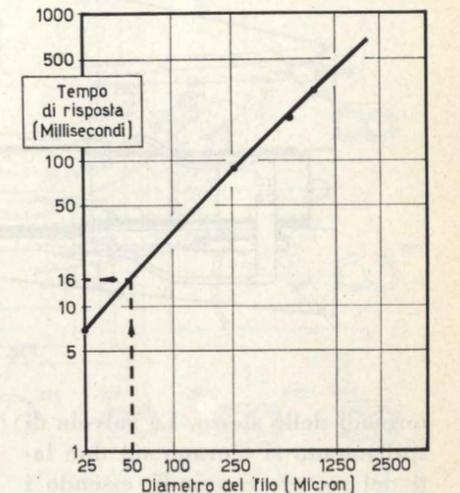


Fig. 13.

L'aria che affluisce dalle due prese dorsali viene distribuita attraverso condotti interni in vari punti della baia motore nella quale sono racchiusi la parte anteriore del motore e quasi tutti gli accessori del motore e del velivolo.

Il motore J85 al fine di mantenere la linea di funzionamento op-

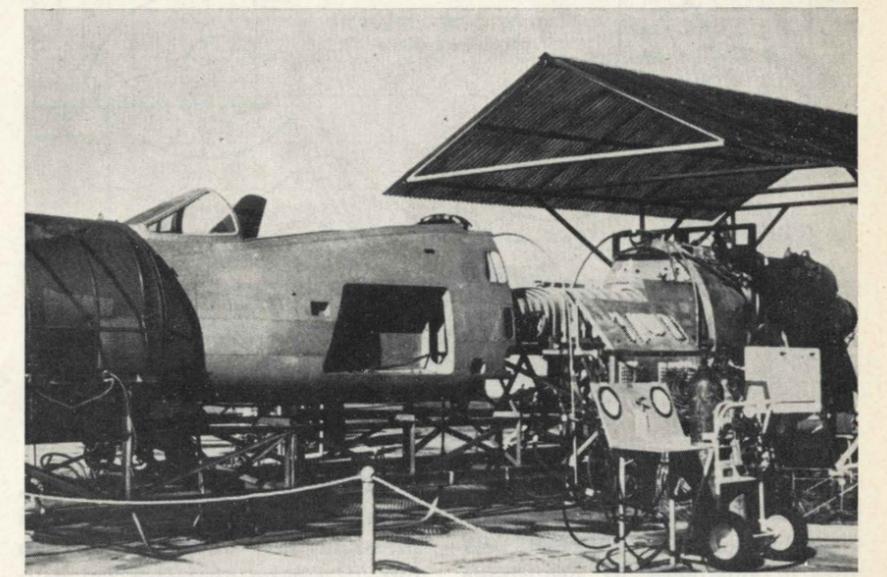


Fig. 14.

portunamente lontana da quella di stallo, si avvale sia della geometria variabile delle pale di ingresso del compressore sia dello spillamento d'aria degli stadi in-

una distanza dalla valvola tale da non provocare stallo a causa della contropressione causata dall'ostacolo posto all'uscita della valvola e nel contempo di essere capace

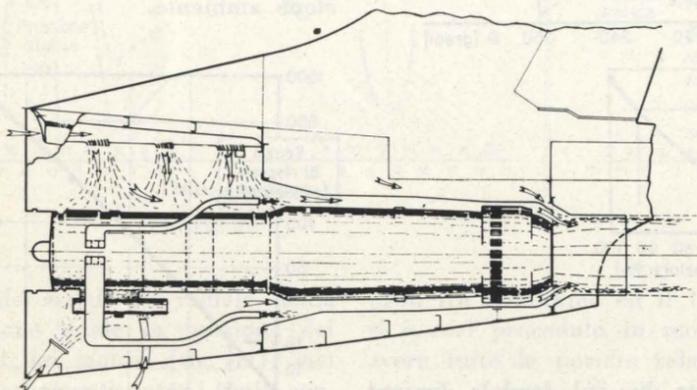


Fig. 15.

termedi dello stesso. Le valvole di spillamento si trovano sui due lati del motore e quindi, essendo i due motori affiancati, le valvole, poste sui lati del motore che sono presso il fasciame, espellono l'aria direttamente all'esterno attraverso apposite aperture. Le altre espellono l'aria in direzione della paratia di divisione dei due motori; a causa della temperatura elevata di quest'aria (200 ÷ 250°C) è stato necessario studiare un con-

di raccogliere la quasi totalità dell'aria spillata.

A valle della baia motore vi è un involucro di protezione termica in titanio che ha la doppia funzione di proteggere le strutture del velivolo dal calore generato dal motore e di costringere l'aria di raffreddamento a lambire l'involucro del postbruciatore del motore e di costringere l'aria di raffreddamento a lambire l'involucro del postbruciatore del motore e di costringere l'aria di raffreddamento a lambire l'involucro del postbruciatore del motore.

ipotesi progettuale è stata controllata a terra e quindi in volo rilevando le pressioni in tutti gli ambienti interessati dal circuito di raffreddamento (fig. 16).

Il campo di pressione è mantenuto mediante l'azione di pompaggio degli eiettori attivanti il circuito.

Per gli eiettori è da notare la difficoltà di trovare una soluzione ottimizzata per tutti i regimi in quanto, per un'ovvia e necessaria semplicità, l'eiettore è a geometria costante mentre il motore, avendo l'ugello variabile, ha differenti profili del getto e quindi differenti diametri del flusso primario. Per il diametro e la lunghezza dell'eiettore sono stati quindi scelti valori tali da garantire una idonea azione di pompaggio e un completo miscelamento delle correnti primarie e secondarie nelle principali fasi operative del velivolo.

Il controllo delle portate dell'aria di raffreddamento è stato effettuato sia mediante i rilievi di pressione già citati sia strumentando tutte le prese d'aria di raffreddamento. I rilievi di pressione hanno inoltre mostrato il corretto funzionamento di queste prese d'aria.

Le temperature sul motore, sugli accessori del motore e del velivolo, sulle strutture ed infine quella dell'aria di raffreddamento, sono state rilevate con l'impiego di 125 termocoppie.

3.1 Rilievi delle temperature sul motore.

Dopo alcune varianti nel circuito interno di raffreddamento si è trovata una condizione molto soddisfacente del panorama termico. Nella figura 17 è mostrato il panorama termico del motore funzionante col postbruciatore acceso: i valori delle temperature sono al disotto dei limiti consentiti. In figura, nelle varie sezioni, sono simboleggiati gli accessori con indicate le temperature raggiunte durante questa prova, mentre nel diagramma della stessa figura sono

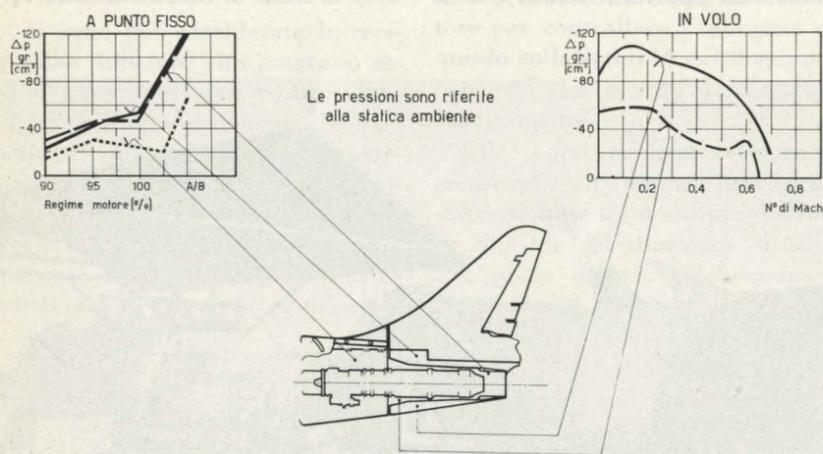


Fig. 16.

dotto (ved. schema fig. 15) che portasse quest'aria direttamente nella intercapedine fra postbruciatore e involucro di protezione. L'ingresso del condotto è posto a

e quindi con peso molto ridotto, in quanto si è creato un campo di pressioni tale da mantenere, in tutto il campo operativo del velivolo, l'involucro sempre teso: tale

richiamate le varie sezioni del motore con indicati i livelli di temperatura che le varie parti del motore possono raggiungere e le temperature rilevate.

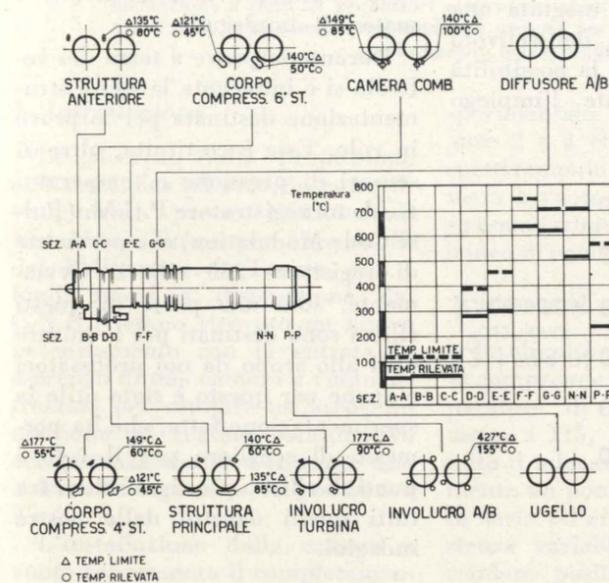


Fig. 17.

3.2 Rilievo delle temperature sulle strutture del velivolo.

Nella figura 18 è rappresentato il panorama termico sulle strutture del velivolo interessato dalle zone calde del motore. Nella parte anteriore (ordinate 22, 23 e 24) si registrano temperature basse, mediamente comprese tra 45 ÷ 50°C; temperature dello stesso ordine di grandezza sono state registrate su due accessori del velivolo posti in questa zona. Sull'ordinata 25 le temperature più elevate sono state registrate sul piantone centrale (120°C al regime del 100% e 125°C con postbruciatore acceso) mentre sul fasciame esterno le temperature sono notevolmente più basse ed il valore medio non supera i 65°C.

Sull'ordinata 26 si registrano temperature mediamente di circa 100°C. Su questa ordinata sono posti gli alloggiamenti per i supporti in acciaio del motore; le temperature registrate su questi elementi sono di 140°C sul lato motore e di 100°C sul lato velivolo.

Sull'ordinata 26A e sulle ordinate della parte posteriore della fusoliera protetta dall'involucro di

titanio sono state registrate temperature comprese tra i 60 ÷ 65°C. Come si può notare dai valori rilevati, il campo termico risulta notevolmente uniforme pur ten-

sono stati eseguiti dei calcoli preliminari con portate d'aria di raffreddamento di 3-4 e 5 kg/sec (fig. 19).

In base ai profili di temperatura

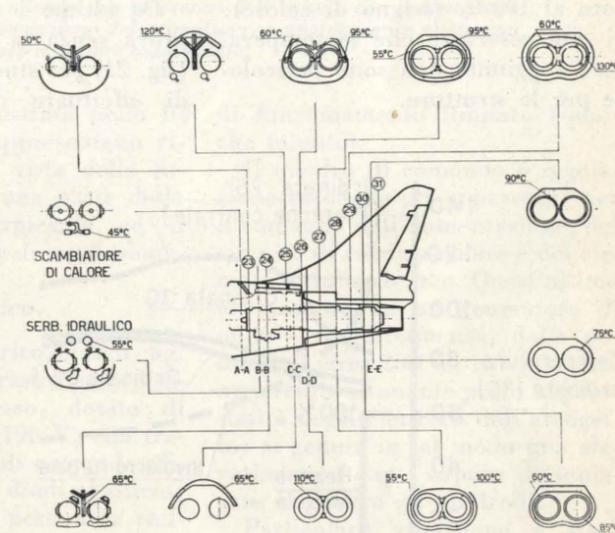


Fig. 18.

dendo ad innalzarsi sulla ordinata finale.

3.3 Involucro di protezione termica.

In figura 18 sono anche riportati i valori di temperatura registrati sull'involucro di protezione termica. Il valore più alto si ha in corrispondenza dell'ordinata 29

ottenuti con queste portate è stato deciso il dimensionamento delle prese d'aria di raffreddamento e dell'eiettore in modo da consentire un flusso d'aria di raffreddamento di circa 4 kg/sec.

Il confronto tra i valori risultanti dal calcolo e quelli sperimentali mostra che il metodo seguito consente una ottima approssimazione per quei tronchi in cui l'in-

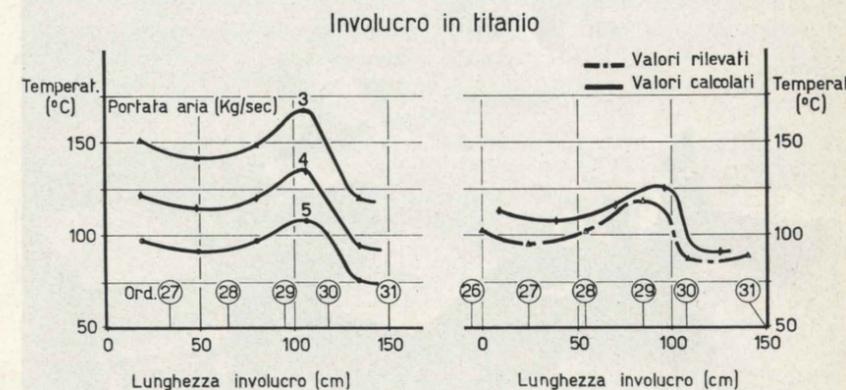


Fig. 19.

(130°C) contro una temperatura media di 100°C in tutte le altre zone.

Per realizzare il progetto dell'involucro di protezione termica

volucro termico forma con il motore un condotto anulare per il quale è facile prevedere più esatti valori del coefficiente di convezione.

3.4 Spegnimenti di emergenza dei motori.

Nella figura 20 è riportato l'andamento delle temperature medie registrate dopo l'arresto di un motore al 100% (bagno di calore): si può osservare che le temperature raggiunte non sono pericolose per le strutture.

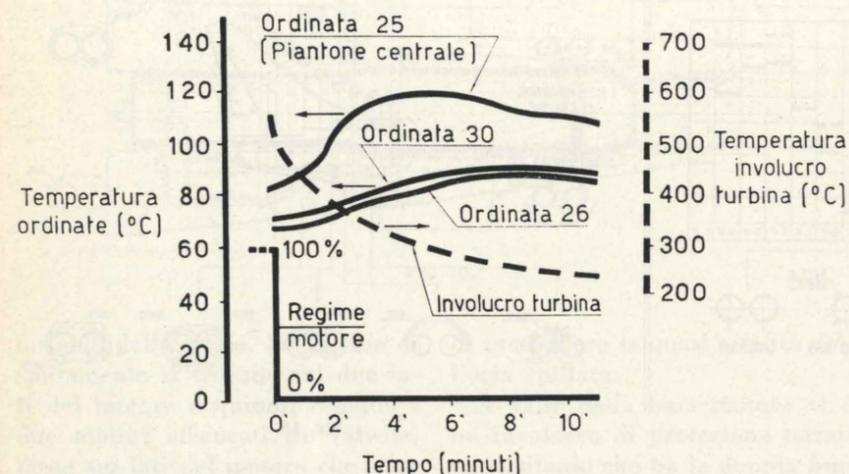


Fig. 20.

Si deve però notare che tale possibilità è legata solo a un incidente dei due motori, ed è quindi abbastanza remota; infatti per l'arresto normale dei motori è pre-

veduto un breve tempo di raffreddamento ad opportuno regime.

3.5 Prova motore su velivolo senza coda.

Da ultimo è stata eseguita una prova senza la coda del velivolo (fig. 21) per studiare la possibilità di effettuare durante l'impiego

temperature del motore rispetto a quelle di normale funzionamento. Incrementi maggiori sono stati registrati nelle temperature delle strutture; i valori di temperatura sono comunque accettabili per i materiali impiegati.

Durante le prove a terra del velivolo si è impiegata la stessa strumentazione destinata per le prove in volo. Essa è costituita, oltre ai sensori di pressione e temperatura, da un registratore P.C.M. (Pulse Code Modulation) che permette di registrare 250 rilievi. Ovviamente, solo una parte di questi rilievi sono destinati per le misure utili allo scopo da noi prefissati e anche per questo è stata utile la sperimentazione fatta, che ha permesso di scegliere per il volo i punti di rilievo più significativi fra tutti quelli oggetto delle nostre indagini.

4. Conclusioni.

Le prove di accoppiamento velivolo/motore descritte sono state un affinamento di quelle svolte per il velivolo G 91 ed hanno dimostrato di essere necessarie e convenienti per le decisioni da prendere sugli elementi oggetto dell'indagine.

Tali prove infatti permettono di analizzare un punto del campo operativo del velivolo importante per l'accoppiamento velivolo/motore e molto spesso critico per il flusso d'aria alimentante il motore, come pure critico per le temperature raggiunte dalle strutture dato che i flussi di raffreddamento non possono fruire dell'ausilio della pressione dinamica dovuta alla velocità di volo. Esse permettono altresì di analizzare l'accoppiamento in modo da prevedere anche il comportamento in volo e mettendo in grado di suggerire modifiche la cui introduzione è meno gravosa dato che precedono la costruzione del prototipo e infine semplificano la sperimentazione di volo per la parte già analizzata e prevista.

Giuseppe Maoli

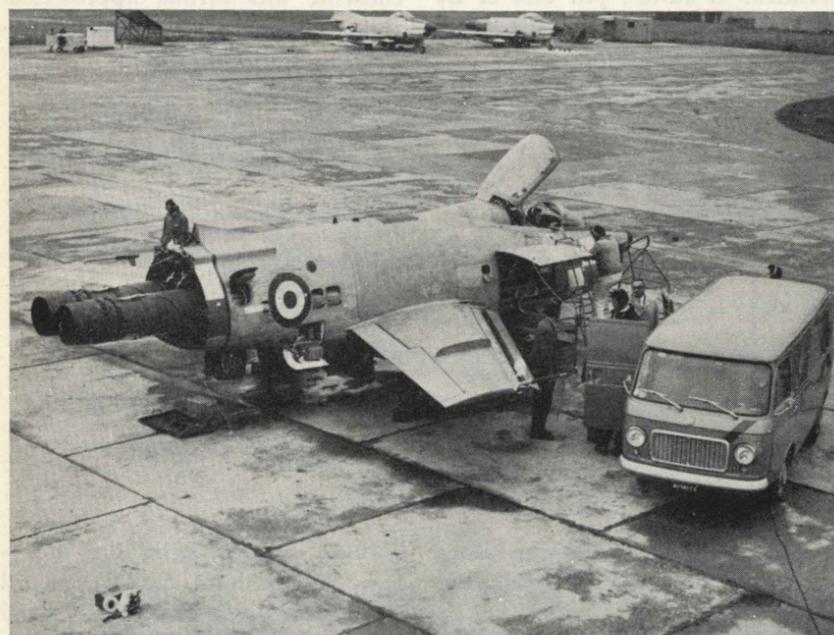


Fig. 21.

Metodi di sperimentazione a terra di propulsori elettrotermici ad arco (*)

CARLO BERTOLO e MARIO OGGERO, rispettivamente Tecnico Laureato e Assistente Volontario presso l'Istituto di Macchine e Motori per Aeromobili del Politecnico di Torino, illustrano l'impianto per la sperimentazione a terra di propulsori elettrotermici ad arco, allestito nei laboratori dell'Istituto con il contributo del C.N.R. L'impianto comprende un gruppo per l'alimentazione del propulsore, e una camera a vuoto con un apposito banco oscillante per la misura della spinta.

1. Introduzione.

Le ricerche sulla propulsione elettrotermica ad arco, in corso di svolgimento presso l'Istituto di Macchine e Motori per Aeromobili del Politecnico di Torino, con i fondi messi a disposizione dal C.N.R., hanno ricevuto un nuovo potenziamento con la entrata in esercizio di una camera a vuoto attrezzata per ospitare un arcogetto operante in regime continuativo con potenza elettrica entrante fino a 40 kW e portata di gas fino a 2 g/s.

L'installazione della camera a vuoto rappresenta il completamento di un impianto per le prove di propulsori elettrotermici che è andato via via sviluppandosi con le esperienze stesse, [1] [2] [3], fino ad assumere l'assetto attuale che permetterà di operare in condizioni di similitudine spaziale, con funzionamento continuo e con la misura di tutti i parametri che caratterizzano le prestazioni dell'arcogetto.

Scopo di questa nota è di illustrare brevemente le caratteristiche principali dell'impianto nella sua versione definitiva e di indicare i principali problemi affrontati nel suo allestimento.

L'impianto sperimentale, nel suo complesso, è rappresentato nello schema della fig. 1 e può essere suddiviso in 5 parti:

- circuito elettrico di alimentazione (comprendente il quadro di comando e di regolazione ed i servizi ausiliari per l'innesco e per l'alimentazione delle bobine di stabilizzazione);
- circuito di refrigerazione;
- impianto di alimentazione gas propellente;
- camera di prova;
- strumentazione di controllo.

La disposizione dell'attrezzatura

(*) Lavoro eseguito con il parziale contributo del C.N.R. con il contratto di ricerca n° 115/375/200 con il Politecnico di Torino.

sperimentale è illustrata nelle figure 2 e 3 che rappresentano rispettivamente una vista della camera a vuoto con una parte della strumentazione impiegata ed il banco di comando e di regolazione.

2. Circuito elettrico.

Il circuito elettrico, (vedi fig. 4) comprende un trasformatore separatore di ingresso, dotato di uscite a 115, 150, 190 V, che tramite il teleruttore di comando alimenta un ponte di diodi al silicio; in serie all'arco è posta una resistenza variabile che consente di rendere positiva la caratteristica del circuito utilizzatore (arco e resistenza) e di regolare con continuità sotto carico la corrente d'arco in un ampio campo di intensità compreso tra 150 e 450 A.

La manovra di chiusura e di apertura del circuito viene eseguita a monte del raddrizzatore per evitare il pericolo di sovratensione sui diodi.

Le prestazioni massime del circuito elettrico di alimentazione, in regime continuativo, sono:

- corrente massima: 500 A
- potenza massima: 50 kW.

Questi valori possono poi essere aumentati del 50% per periodi

di funzionamento limitato (qualche minuto).

Il quadro di comando e regolazione raccoglie gli apparecchi per il comando dell'alimentazione, del circuito di refrigerazione e del circuito di innesco arco. Quest'ultimo è composto da un generatore di onde a radiofrequenza, della potenza di circa 200 W, che alimenta un circuito risonante posto in prossimità degli elettrodi dell'arcogetto: si genera in tal modo una elevatissima f.e.m., capace di ionizzare il gas tra gli elettrodi.

Particolare attenzione è stata posta nella scelta della frequenza di innesco e nel relativo circuito per evitare che l'alta tensione potesse giungere fino ai diodi, danneggiandoli.

Separato dal quadro di comando è installato un alimentatore a tensione continua stabilizzata, capace di fornire la corrente massima di 20 A a tensioni variabili tra 1 e 10 V, per alimentare la bobina di stabilizzazione dell'arco.

3. Circuito refrigerazione.

L'impianto di refrigerazione è a circuito chiuso, con una pompa che mantiene in ciclo l'acqua contenuta in una capacità di circa 1 m³.

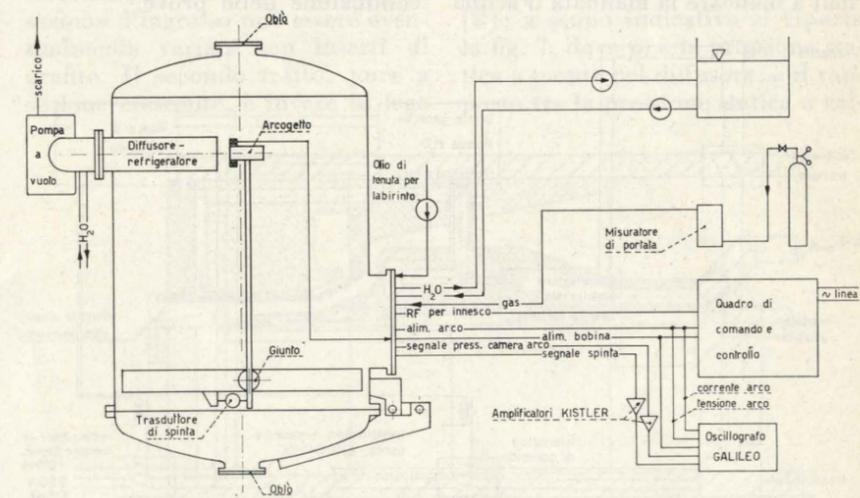


Fig. 1 - Schema generale dell'installazione sperimentale.

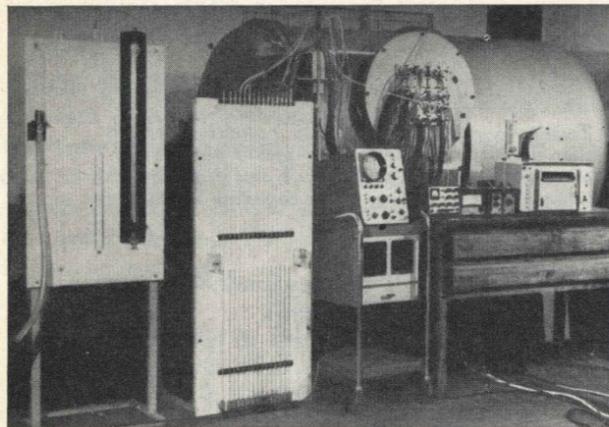


Fig. 2 - Vista generale della camera a vuoto.

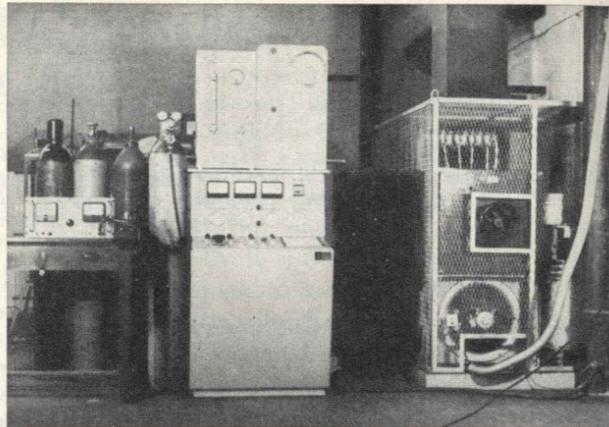


Fig. 3 - Banco di comando e controllo.

La prevalenza della pompa è di 40 m; la vasca, a pelo libero, assicura la costanza della pressione nel circuito, ed in particolare mantiene costante il battente a monte della pompa, evitando così le oscillazioni di pressione della rete; per mantenere costante la temperatura, si provvede con un continuo ricambio dell'acqua.

Il ritorno dell'acqua alla vasca è facilitato da una pompa di ricupero ad anello liquido che aspira direttamente l'acqua dal giunto del banco dinamometrico: la presenza di questa pompa è indispensabile per creare nella zona delle tenute a labirinto del giunto stesso una pressione sufficientemente bassa (circa 30 mmHg) che permetta di limitare la pressione necessaria per il fluido di ritegno che fa da elemento separatore tra acqua e vuoto (V. paragrafo 7).

Vari accorgimenti sono stati adottati per garantire che durante il funzionamento non vengano mai a mancare la mandata d'acqua

e la pressione del fluido di ritegno (olio per vuoto, oppure gas azoto).

4. Impianto di alimentazione del gas.

Il gas propellente è prelevato da una batteria di bombole attraverso un regolatore di pressione; la portata viene misurata con un rotometro (V. fig. 1).

Il gas viene introdotto nella camera d'arco tangenzialmente, in modo da creare il vortice stabilizzatore dell'arco, mediante un ugello (0,5 ÷ 0,7 mm di diametro). La pressione a monte dell'ugello è mantenuta a valori tali da avere all'uscita una corrente sonica, rendendo così la portata di gas indipendente dal valore assunto dalla pressione della camera d'arco. Ciò garantisce una maggior regolarità di funzionamento dell'arcogetto anche con pressione in camera leggermente oscillante e facilita la conduzione delle prove.

L'arcogetto può essere alimentato con diversi gas: nelle prove in programma è previsto l'impiego d'azoto, elio, argon, idrogeno; alcuni di questi gas sono già stati utilizzati nelle prove preliminari sull'arcogetto operante in aria ambiente al fine di valutarne l'effetto sulla erosione degli elettrodi e sulla caratteristica dell'arco [1], [2], [4], [5].

5. Camera a vuoto.

La camera a vuoto, costruita dalla Galileo (vedi fig. 5), ha il diametro di 1,5 m e la capacità di 4,5 m³; è dotata di un portellone d'estremità che permette il libero accesso su tutto il diametro e di due oblò di osservazione.

Il vuoto è prodotto da una pompa rotativa, della portata di 220 m³/h, che consente di raggiungere la pressione di 1 mmHg con una portata costante di azoto di 0,25 g/s a temperatura ambiente.

È prevista la possibilità di installare una o due pompe a diffusione.

Il montaggio e la messa a punto di questa camera con i suoi accessori ha richiesto un tempo relativamente lungo, in quanto si sono dovute ridurre al minimo tutte le cause di perdite accidentali; queste, infatti, permettendo all'aria di infiltrarsi nella camera, avrebbero potuto produrre, durante il funzionamento dell'arco con idrogeno, pericolose miscele esplosive.

Per i passanti dei numerosi cavi e tubi si è ricorso, dove possibile, a componenti standard forniti dalla Galileo; tutti i passanti sono poi stati riuniti su unica flangia prevista allo scopo, facil-

mente asportabile e sostituibile. Ciò rende molto più agevole tutte le operazioni di montaggio e di controllo di tenuta dei vari raccordi.

Per sicurezza (distacco di un cavo, cedimento di un isolante, ecc.) si è collegata la camera a vuoto a terra con un cavo di adeguate dimensioni, in grado di smaltire la massima corrente di alimentazione dell'arco con una caduta di tensione inferiore al limite di sicurezza.

Data la possibilità di formazione di miscele esplosive nell'interno della camera, durante il funzionamento con idrogeno, si sono predisposte sequenze operative tali da eliminare qualsiasi pericolo.

Si è cioè stabilito di riempire inizialmente la camera a vuoto con azoto, con il quale si compie una serie di lavaggi prima di iniziare il funzionamento ad idrogeno; durante il funzionamento si mantiene poi una atmosfera di azoto, mediante un trafileamento controllato di gas nella camera: si è quindi certi che la miscela di idrogeno, azoto e ossigeno proveniente dalle fughe sia sempre lontana dai limiti di accensione.

La pompa a vuoto non può essere arrestata se non si è eseguito un riempimento con azoto della camera a vuoto fino alla pressione atmosferica, dopo la chiusura dell'alimentazione d'idrogeno, in modo che risulti garantito un buon lavaggio delle tubazioni, prima che l'aria esterna rifluisca nella pompa.

6. Convogliatore-refrigeratore.

I gas caldi uscenti dall'ugello dell'arcogetto ad altissima velocità, vengono raccolti a breve distanza da un convogliatore affiancato al getto che li avvia direttamente alla pompa aspirante refrigerandoli al contempo, in modo da evitare il pericolo che possano diffondersi nell'interno della camera a vuoto e conseguentemente danneggiare le guarnizioni di tenuta, gli isolamenti elettrici e le tubazioni in gomma dell'acqua e del gas.

Il disegno di questo convogliatore è stato particolarmente curato al fine di ottenere in primo luogo un buon scambio termico con i gas nella zona di imbocco, dove la velocità e di conseguenza il coef-

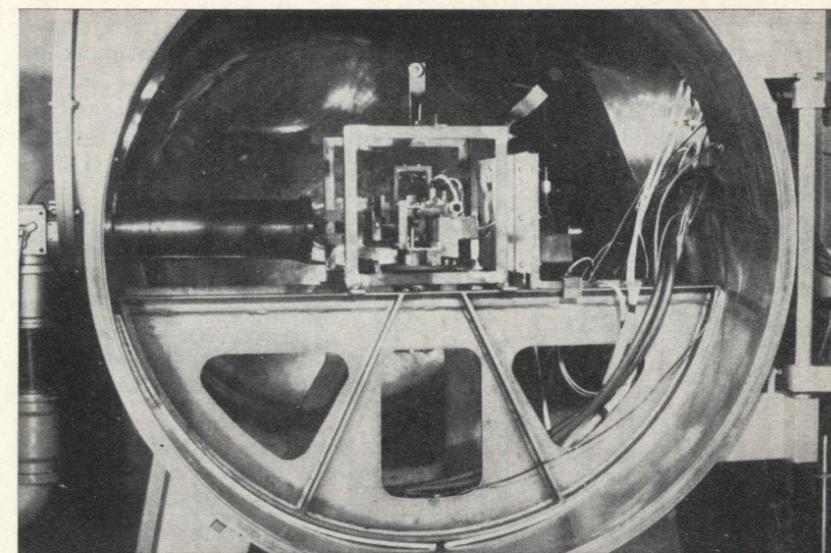


Fig. 5 - Camera a vuoto con banco dinamometrico installato.

ficiente di convezione sono più elevati; nello stesso tempo si è cercato di realizzare il miglior recupero di pressione, in modo da compensare le cadute attraverso i due refrigeratori posti a valle, ed ottenere così da una parte una buona refrigerazione del gas e dall'altra una maggior portata in massa della pompa volumetrica d'aspirazione, a parità di pressione in camera a vuoto.

La fig. 6 presenta una sezione schematica del convogliatore-diffusore, il cui disegno è il risultato di una serie di prove di messa a punto per l'ottimizzazione dello scambio termico e del ricupero di pressione.

Esso consta di un elemento a sezione crescente, munito di anima centrale, in rame refrigerato con circolazione forzata d'acqua; la sezione d'ingresso può essere eventualmente variata con inserti di grafite. Il secondo tratto, pure a sezione crescente, è invece in lega

di alluminio ed è anch'esso refrigerato.

A valle del diffusore sono poi sistemati due scambiatori del tipo a tubi di fumo, della superficie totale di 1 m², che assicurano la refrigerazione del gas al di sotto del limite di sicurezza (100 °C) stabilito per l'ingresso nella pompa a vuoto.

Il diffusore, prima del montaggio finale nella camera a vuoto, è stato sottoposto ad una serie di prove di messa a punto, al fine di determinarne le prestazioni come scambiatore e come recuperatore di pressione.

Le prove a freddo sono state eseguite utilizzando un effusore, simulatore dell'arcogetto, alimentato a pressione variabile: i risultati sono stati pubblicati in una nota precedente di questo Istituto [3]; a scopo indicativo si riporta la fig. 7, dove p_1 è la pressione statica a monte del diffusore, q il rapporto tra la pressione statica a val-

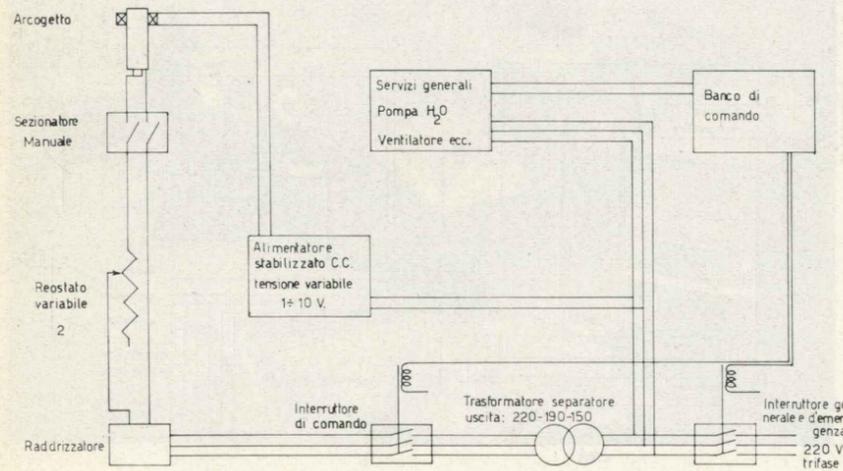


Fig. 4 - Schema del circuito elettrico d'alimentazione.

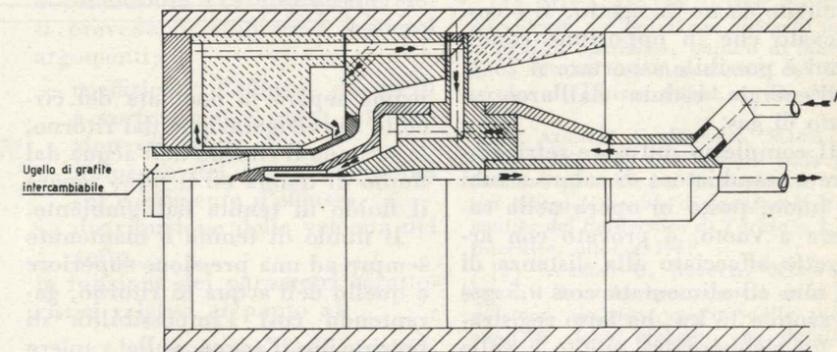


Fig. 6 - Schema del convogliatore refrigeratore affiancato al getto dell'arcogetto.

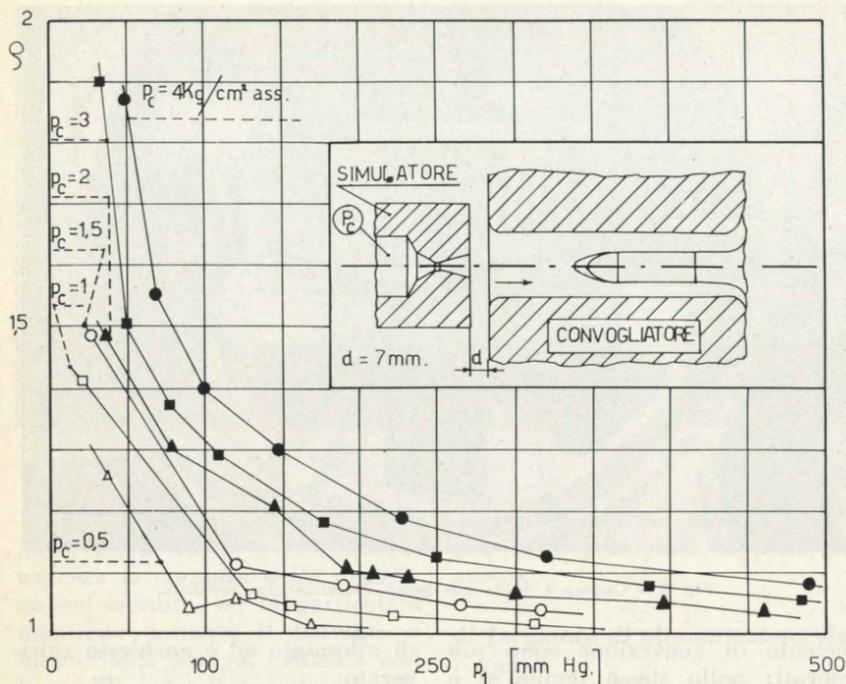


Fig. 7 - Ricupero di pressione attraverso il convogliatore refrigeratore in funzione della pressione di alimentazione del getto e della pressione in camera a vuoto: P_c = pressione di alimentazione del getto; P_v = pressione nella camera a vuoto; q = rapporto tra le pressioni a valle e a monte del diffusore.

le ed a monte e p_c rappresenta la pressione d'alimentazione dell'effusore. Il diffusore-refrigeratore, nonostante la sua sezione di imbocco assai grande, (dovuta alla necessità di captare il getto di gas in tutte le condizioni d'efflusso, pur lasciando una notevole estensione alla zona a vena non guidata) fornisce un certo ricupero in tutto il campo di interesse pratico.

La distanza tra arcogetto e convogliatore è stata fissata in 25 ÷ 30 mm, per evitare ogni possibile interferenza che possa essere causa di errore nella lettura della spinta.

Dal punto di vista delle prestazioni del solo diffusore come scambiatore di calore, si sono eseguite diverse prove a pressione ambiente, misurando la quantità di calore sottratta ad un getto di gas proveniente da un arcogetto: si è così rilevato che in opportune condizioni è possibile asportare il 75 % dell'energia ceduta dall'arco al getto di gas.

Il complesso diffusore-refrigeratore e scambiatore di calore a tubi di fumo, posto in opera nella camera a vuoto, è provato con arcogetto affacciato alla distanza di 30 mm ed alimentato con 0,5 g/s di azoto e 15 kw, ha fatto registrare un ricupero tra monte e valle di circa 1 mmHg (mentre la pres-



sione a monte era di 2 mmHg), ed una temperatura del gas all'uscita del refrigeratore di 25 °C.

7. Banco per la misura della spinta. Il banco dinamometrico, rappresentato in fig. 8, è costituito da un braccio che può ruotare nel piano orizzontale, ad una estremità del quale è fissato l'arcogetto, mentre all'altra è applicato il trasduttore di spinta. Il perno su cui ruota il braccio costituisce anche il giunto senza attrito per la condotta dell'acqua di refrigerazione. Il giunto, illustrato in fig. 9, consta in particolare di tre tenute a labirinto: la prima separa la mandata del circuito di refrigerazione dal ritorno, la seconda il ritorno dell'acqua dal fluido di tenuta ed il terzo separa il fluido di tenuta dall'ambiente. Il fluido di tenuta è mantenuto sempre ad una pressione superiore a quello dell'acqua di ritorno, garantendo così l'impossibilità di fuoriuscita d'acqua nella camera a vuoto. Come fluido di tenuta è

previsto l'impiego di olio da vuoto; è tuttavia possibile anche l'uso di gas (azoto): quest'ultima soluzione, in particolare, sarà adottata durante le prove con funzionamento ad idrogeno, dove l'azoto trafile dai labirinti costituirà il diluente necessario per la sicurezza dell'impianto.

Tutti i componenti collegati al braccio mobile vengono contrappesati all'opposta estremità; il braccio completo e contrappesato, viene poi sospeso con un filo di acciaio, del diametro di 0,5 mm, in corrispondenza dell'asse di rotazione, per scaricare i cuscinetti e ridurre in tal modo al minimo la coppia di attrito degli stessi.

La misura della spinta viene effettuata con trasduttori a estensimetri elettrici o piezoelettrici; la taratura è ottenuta applicando forze note all'arcogetto, e può essere controllata durante la prova inserendo un precarico noto, mediante comando dall'esterno.

8. Arcogetto in prova.

L'arcogetto che verrà utilizzato per le esperienze future è rappresentato in fig. 10. Come la maggior parte dei precedenti, che erano stati utilizzati per le prove a pressione ambiente, l'arcogetto in esame è del tipo a stabilizzazione composta, a vortice e con campo magnetico generato da un avvolgimento indipendente.

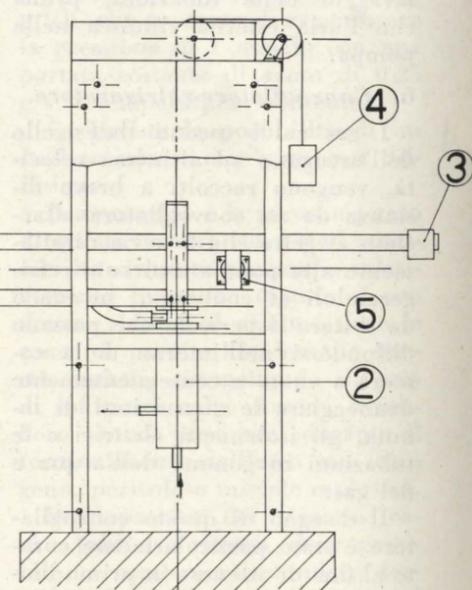


Fig. 9 - Schema del banco dinamometrico: 1) Arcogetto; 2) Giunto con tenuta a labirinto; 3) Contrappeso di bilanciamento; 4) Contrappeso di alleggerimento; 5) Rivelatore di spinta.

La scelta di questo tipo di stabilizzazione è il risultato delle esperienze condotte presso l'Istituto nel corso di sei anni, con la messa a punto di una dozzina di diversi tipi di arcogetto di varie forme e dimensioni. La stabilizzazione elettromagnetica presenta in particolare il vantaggio di stabilizzare l'arco anche quando la portata di gas propellente è molto bassa, come ad esempio durante i transitori di avviamento; in condizioni di regime è poi possibile variare ampiamente il campo magnetico, per studiarne l'influenza sulle prestazioni del propulsore.

L'evoluzione del nuovo dispositivo rispetto al precedente, è principalmente legata alla riduzione di peso, necessaria per migliorare ulteriormente la sensibilità del banco dinamometrico. La forma degli elettrodi, la geometria della camera ad arco, il circuito di refrigerazione sono rimasti praticamente gli stessi.

9. Prove preliminari e programmi futuri.

Eseguita la messa a punto di tutto il complesso si sono iniziate le prove preliminari di collaudo e di

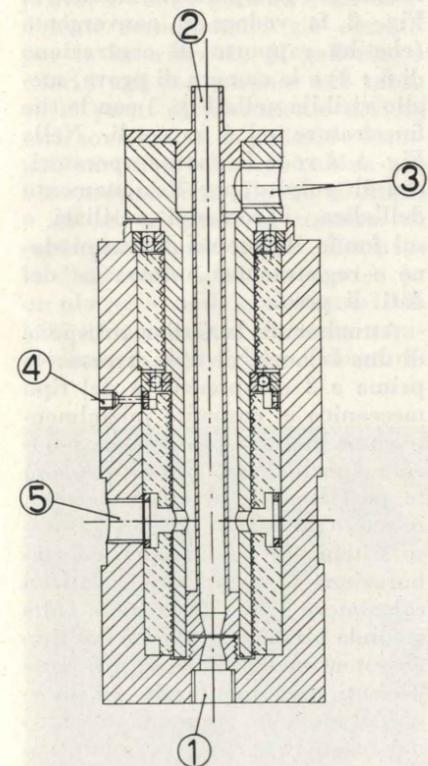


Fig. 10 - Sezione schematica dell'arcogetto: 1) Elettrodo centrale (catodo); 2) Ugello (anodo); 3) Avvolgimento per campo magnetico stabilizzatore; 4) Ingresso acqua refrigerazione; 5) Uscita acqua refrigerazione.

taratura dei singoli componenti installati e dei relativi strumenti di misura.

Come si è già accennato, sono state eseguite prove di collaudo di tutto il circuito elettrico, sia a freddo sia ad arcogetto funzionante, per diversi gradi di vuoto e con diversi livelli di potenza.

È ora in corso di taratura il banco dinamometrico con i relativi trasduttori.

Il programma delle prove future è articolato in due direttive principali:

a) ottimizzazione delle prestazioni propulsive di un arcogetto a stabilizzazione composta;

b) ricerche sulla fluidodinamica di getti veloci, parzialmente ionizzati, sottoposti a campi magnetici e centrifughi, con introduzione di calore.

Entrambe le ricerche possono essere condotte in parallelo utilizzando, sia pure con diversa strumentazione, le attrezzature sopra descritte.

Per quanto riguarda la voce a) si intende lo studio dell'effetto dei seguenti parametri:

- campo magnetico stabilizzante
- corrente d'arco
- portata di gas
- natura del gas
- intensità del vortice stabilizzatore
- geometria dell'ugello,

sulle prestazioni propulsive dell'arcogetto, vale a dire sul valore della spinta, dell'impulso specifico, del rendimento termico, e in generale sulla stabilità di funzionamento e sulla durata degli elettrodi.

Per la voce b) che verrà sviluppata in parallelo e come complemento della precedente, al fine di giustificare i risultati e trarne delle conclusioni a carattere generale, si prevede di studiare i seguenti argomenti:

- coefficienti d'efflusso di ugelli a vortice con e senza introduzione di calore,
 - influenza dei campi magnetici sul coefficiente d'efflusso,
 - distribuzione della velocità nel getto,
- in funzione dei parametri caratteristici relativi al punto a).

Lo sdoppiamento degli obiettivi della ricerca è dovuto essenzial-

mente a ragioni pratiche: è infatti possibile effettuare un'ampia scelta di configurazioni relativamente al punto a), fino a trovare il miglior compromesso alle varie esi-

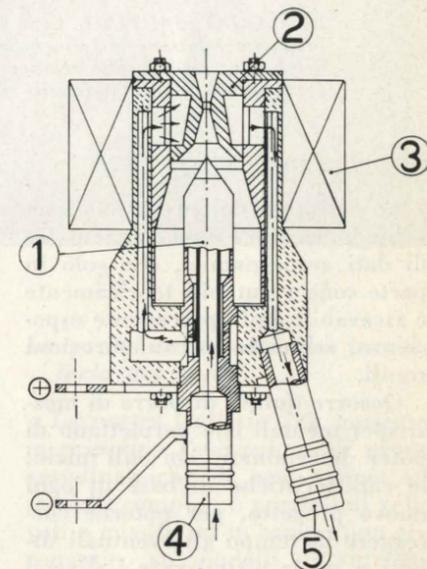


Fig. 10 - Sezione schematica dell'arcogetto: 1) Elettrodo centrale (catodo); 2) Ugello (anodo); 3) Avvolgimento per campo magnetico stabilizzatore; 4) Ingresso acqua refrigerazione; 5) Uscita acqua refrigerazione.

genze e, contemporaneamente, preparare gli strumenti analitici che permettano di passare dai risultati contingenti, ottenuti sull'arcogetto in prova, a indicazioni di carattere generale.

Carlo Bertolo - Mario Oggero

RIFERIMENTI BIBLIOGRAFICI

- [1] AURELIO C. ROBOTTI, MARIO OGGERO: « Ricerche sperimentali sui propulsori elettrotermici ad arco operanti in aria ambiente », Istituto di Macchine e Motori per Aeromobili del Politecnico di Torino, pubbl. n. 50, ottobre 1965.
- [2] E. LOJACONO, M. OGGERO, F. FILIPPI: « Misura della spinta di un arcogetto », Istituto di Macchine e Motori per Aeromobili del Politecnico di Torino, pubbl. n. 62, ottobre 1966.
- [3] MARIO OGGERO, CARLO BERTOLO: « Impianto per prove con arcogetti in similitudine spaziale », Istituto di Macchine e Motori per Aeromobili del Politecnico di Torino, pubbl. n. 73, maggio 1967.
- [4] AURELIO C. ROBOTTI, MARIO OGGERO: « Ricerche sperimentali sulla propulsione elettrica per impieghi astronautici presso la Scuola di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Torino », L'Aerotecnica, ottobre 1961.
- [5] AURELIO C. ROBOTTI, MARIO OGGERO: « Ricerche sperimentali sulla propulsione elettrica; analisi delle prestazioni di alcuni arcogetti con stabilizzazione elettromagnetica », La Ricerca Scientifica, Vol. 3, 1963 n. 3.

TECNICHE DI PROVA IN GALLERIA DEL VENTO

RICCARDO MAUTINO, Capo del Servizio « Aerodinamica » degli Uffici Tecnici Aviazione FIAT, illustra in questa relazione le tecniche comunemente impiegate alla FIAT nell'esecuzione delle prove in Galleria del Vento, assieme alle relative tecniche di costruzione dei modelli ed ai metodi di misura ed elaborazione dei risultati, mostrando nelle figure allegate i modelli più interessanti e le attrezzature a disposizione.

Introduzione.

Lo sviluppo del progetto di un velivolo richiede una gran massa di dati aerodinamici, che solo in parte sono valutabili teoricamente o ricavabili dalla precedente esperienza, acquisita su configurazioni simili.

Occorre quindi disporre di mezzi sperimentali che permettano di poter determinare, sin dall'inizio, le caratteristiche di base di ogni nuovo progetto, per poterne correggere in tempo gli eventuali difetti e poter ottimizzare i diversi elementi del sistema.

Questa esigenza si è fatta sempre più sentire in questi ultimi anni per le nuove configurazioni apparse in campo aeronautico (velivoli supersonici, V/STOL, a geometria variabile, etc.), per le quali non è utilizzabile una precedente esperienza, mentre per esse si richiede una massa di dati ancora maggiore. Questi dati « aerodinamici » possono essere ottenuti con mezzi sperimentali diversi: dal braccio rotante al trasporto di modelli prima su locomotive poi su automobili, al lancio da edifici (come nelle prime prove di Eiffel nel 1910) o da velivoli ed elicotteri in volo, sino al trasporto su altri velivoli o sotto dirigibili (metodo usato recentemente dalla U.S. Navy), alle slitte a razzo, ai modelli lanciati in volo libero con razzi ed ai modelli volanti motorizzati. Ognuno ha, od aveva, un suo campo di utilizzazione specifica preferenziale, con relativi vantaggi e svantaggi.

Ma l'installazione che più si è diffusa ed affermata nel corso dello sviluppo dell'aviazione è la Galleria del Vento, nelle sue diverse specializzazioni: dalla Galleria per velivoli a decollo corto o verticale, alla Galleria cosiddetta di bassa velocità (o subsonica) alle Gallerie Transoniche, Supersoniche, Ipersoniche, Continue ed In-

termittenti, ai tubi d'urto... sino alle Gallerie Verticali per prove di vite, ed alle Gallerie ad acqua o idrodinamiche, che gallerie « del vento » propriamente non sono più...

La Galleria del vento, nata parecchi anni prima del primo volo dei fratelli Wright (sembra che la 1ª galleria sia stata progettata nel 1871 in Inghilterra, e nel 1884 sempre in Inghilterra Horatio Phillips ne costruì una perfezionata, alla quale si ispirò Joukowski per la galleria da 60 cm di diametro costruita a Mosca nel 1891), la Galleria del vento è in effetti un'installazione che permette di provare modelli di velivoli e loro componenti in una corrente d'aria controllata, in condizioni di laboratorio, e cioè ben definite e riproducibili, e questo costituisce uno dei principali suoi vantaggi.

La Galleria del vento Fiat 2x2.

La FIAT-Divisione Aviazione iniziò nel gennaio 1963 il progetto di una propria galleria del vento subsonica, che soddisfacesse come dimensioni e velocità di prova alle proprie esigenze di sperimentazione, galleria da utilizzare a tempo pieno e con basso costo di esercizio.

Tale Galleria è entrata in azione presso la Sezione Velivoli nell'ottobre 1964 e, dopo un periodo iniziale di taratura, è stata completamente impegnata dalla sperimentazione dei progetti G 95/4 e G 95/6, G 222 V/STOL e G 222 TCM, G 91 Y e VAK 191 B, oltre che per studi di modifiche e nuove installazioni sul G 91 e G 91 T.

Questa Galleria, progettata interamente dall'Ufficio Tecnico Aviazione FIAT, è del tipo a circuito aperto, ma con ritorno in locale chiuso, e con camera di prova chiusa di sezione quadrata di 2.10x2.10 m, e raggiunge la velo-

cià massima di 85 m/sec grazie ad un'elica ad 8 pale di 3.20 m di diametro, azionata da un motore a c.c. di 300 KW (sistemato in gondola verso la fine del divergente) e comandato da un gruppo generatore tipo Ward-Leonard.

L'efficienza complessiva della galleria (incluso il rendimento dell'elica e del motore) è piuttosto elevata: il suo coefficiente di resistenza, riferito alla velocità e sezione della camera di prova, è dell'ordine di 0.18 senza rete di protezione, di 0.21 con rete ma senza modelli e di 0.23 con un modello di grosse dimensioni prossimo allo stallo.

La Fig. 1 è una vista della galleria dall'ingresso del convergente, con il casellario ed a sinistra la cabina per gli operatori, mentre la Fig. 2 fa vedere il convergente (che ha rapporto di contrazione di 6 : 1) e la camera di prova, meglio visibile nella Fig. 3 con le sue finestre ed i raccordi. Nella Fig. 4 si vede la cabina operatori, con il pulpito per l'azionamento dell'elica, i comandi ausiliari e sul fondo il sistema di trasmissione e registrazione automatica dei dati di prova.

Attualmente la Galleria dispone di due bilancie di tipo diverso: la prima a 3 componenti è del tipo meccanico e, costruita inizialmente come bilancia provvisoria, è ancora funzionante, opportunamente perfezionata ed automatizzata, in modo da poter utilizzare lo stesso sistema di trasmissione ed elaborazione « on-line » dei dati su calcolatore IBM 1800, come sulla seconda bilancia. Questa è del tipo ad estensimetri elettrici, a 6 componenti, con montaggio all'interno del modello, su montante unico dal basso (Fig. 5) e permette variazioni sia in incidenza che in deriva. L'elemento sensibile della bilancia ha una portata max di 100 kg di carico normale.

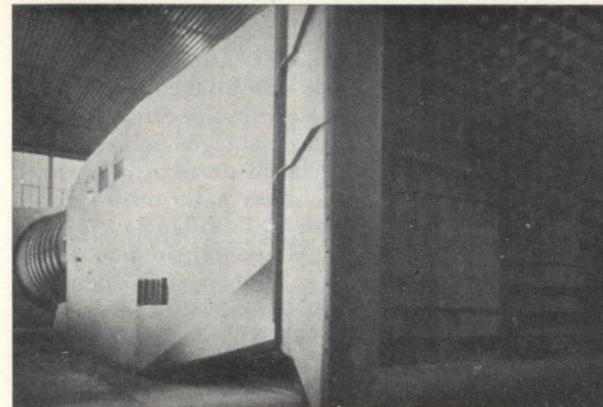


Fig. 1.

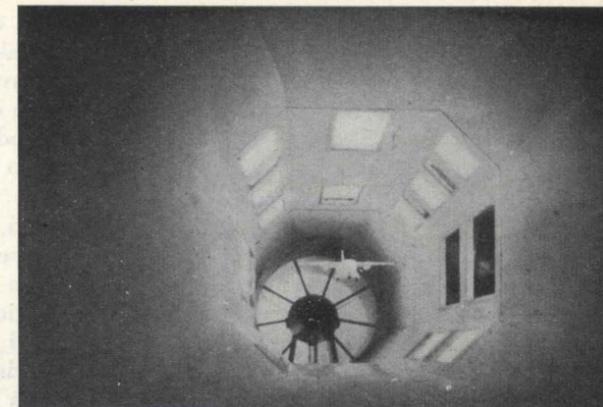


Fig. 2.

I segnali elettrici dei ponti estensimetrici vengono inviati, amplificati, a dei registratori di controllo in cabina, i quali funzionano anche da potenziometri autoequilibranti: i loro segnali sono inviati su cavo al calcolatore IBM 1800 posto in un locale separato (Fig. 6) sul quale viene immediatamente effettuata l'elaborazione, punto per punto, dei risultati in base al programma precedentemente immagazzinato su nastro magnetico e richiamato dall'operatore in galleria all'inizio della prova. I valori numerici dei coefficienti aerodinamici già corretti per le interferenze di galleria, e riferiti agli assi corpo e assi vento ed ai punti di riferimento desiderati, sono inviati in galleria e stampati su telescrivente in cabina per l'immediato controllo dei risultati.

Di tali risultati al termine di ogni prova può essere effettuata la diagrammazione automatica su un plotter a modulo continuo IBM 1627 che permette di avere rapidamente a disposizione i diagram-

mi definitivi. È attualmente in corso lo studio per l'utilizzazione dello stesso diagrammatore « on-line » direttamente in cabina.

La galleria dispone inoltre di un gruppo a frequenza variabile sino a 300 Hz circa, della potenza di 15 KWA, per l'alimentazione di motorini di azionamento delle eliche dei modelli motorizzati, e dispone di due sorgenti d'aria compressa, a 6 e 12 ata, per la simulazione dei getti dei turboreattori di propulsione e di sostentazione.

Il rilievo delle pressioni viene effettuato con multimanometri ad alcool, che permettono la ripresa contemporanea di 200 ÷ 300 punti di misura.

Un'altra piccola galleria, a circuito chiuso, con camera di 24x36 cm e velocità max di 80 m/sec è inoltre disponibile per la taratura di strumenti, per ricerche di base specie su modelli bidimensionali, ricerche su modelli oscillanti, modelli aeroelastici e modelli di flutter per lo studio di particolari dei velivoli.

Le prove aerodinamiche in galleria del vento.

La nostra Galleria 2x2 consente in principio l'esecuzione di prove aerodinamiche di ogni genere su modelli completi e parziali di velivoli e missili, ed in campo non aeronautico su modelli di autovetture, vetture ferroviarie e navi, per studi di aerodinamica esterna ed interna, ventilazione, condizionamento e raffreddamento, e su modelli di edifici civili ed industriali (per la determinazione delle pressioni e dei carichi agenti su di essi e per lo studio della dispersione dei fumi).

Nella Fig. 7 è riportata una classificazione delle prove di carattere aeronautico che possono essere effettuate in una galleria del vento.

Tutte, ad eccezione di quelle in volo libero (prove di vite e prove di transizione) possono essere effettuate in una galleria convenzionale, come la nostra, e di queste si porteranno alcuni esempi, tra

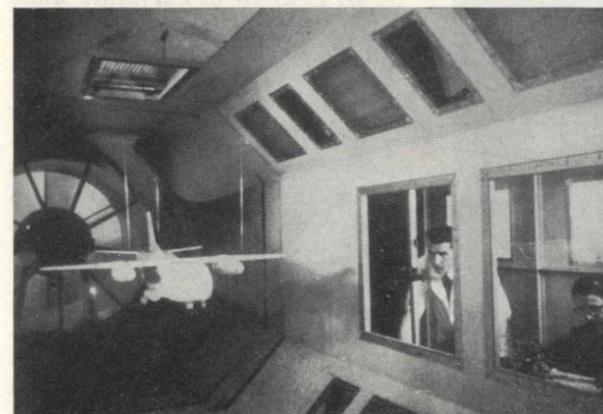


Fig. 3.

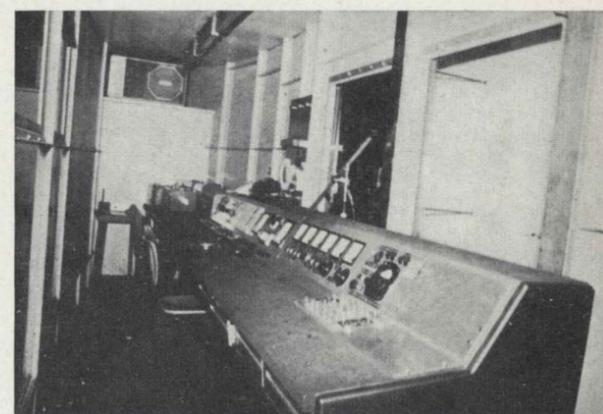


Fig. 4.

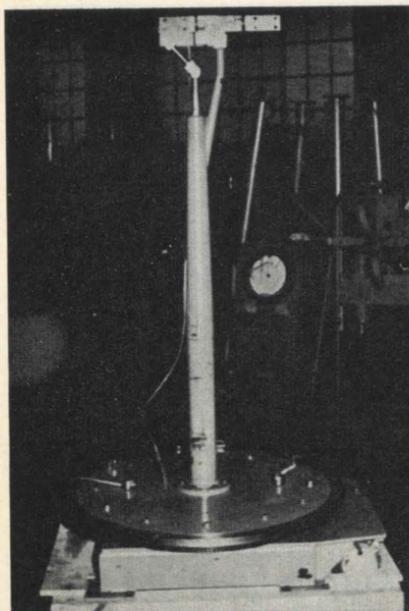


Fig. 5.

i più rappresentativi ed interessanti, seguendo l'ordine della tabella, dalla sinistra alla destra.

Modellini: progetto e costruzione.

Il progetto e la costruzione dei modelli utilizzati nelle nostre prove vengono effettuati interamente presso l'Ufficio Tecnico Aviazione e la Sezione Velivoli: il progetto ed i disegni costruttivi vengono sviluppati dal Gruppo di Aerodinamica, dal quale dipende la Galleria del Vento, e la costruzione

viene eseguita o dal Laboratorio Modelli, nel caso dei modelli più semplici e convenzionali, o dalle diverse Officine della Sez. Velivoli, nel caso di modelli più complessi o che utilizzano tecniche di costruzione speciali.

In generale i modelli per il rilievo delle forze vengono costruiti con fusoliera in legno (noce - stratificato di faggio migliorato) e superfici portanti in dural, per una maggiore precisione, rigidità e indeformabilità col tempo, ma si usano ancora ali ed impennaggi in legno, specie nello studio di varianti o nei casi di maggiore urgenza.

Per le superfici portanti in dural viene utilizzata la lavorazione su macchine a comando numerico, che offre vantaggi di rapidità e precisione, e richiede solo più una leggera finitura superficiale.

Per i modelli nei quali esiste l'esigenza di un basso peso (come nel caso dei modelli oscillanti e di quelli di flutter) o la necessità di un adeguato spazio all'interno del modello (per il montaggio di una bilancia interna — il rilievo delle pressioni — etc.) viene comunemente usata la costruzione della fusoliera a guscio in resine poliesteri, rinforzate con fibre di vetro (fiberglass), guscio formato su uno stampo femmina ricavato a sua volta da un maschio in legno o anche in resina.

Misura di forze e momenti.

Per queste misure vengono impiegate le due bilance precedentemente descritte, a seconda del modello, del montaggio richiesto, delle forze da misurare e della sensibilità richiesta nelle misure.

Nel caso della bilancia a 3 componenti, il montaggio può essere fatto sia a fili con una sospensione tipo Gottinga a contrappesi sopra la galleria (Fig. 8), come veniva fatto all'inizio (con minori interferenze sul modello, ma con maggior tara da detrarre sulle resistenze e quindi minor precisione di misura del C_D min, presenza di scie, maggior deformabilità della sospensione e specialmente maggior tempo di montaggio) sia su tre montanti rigidi (Fig. 9) carenabili oppure no, ed eventualmente riducibili a due nel caso di prove su fusoliere isolate.

L'attraversamento di tali montanti con il pavimento della galleria è con tenuta a mercurio, e per ogni modello viene preventivamente effettuata la tara della sospensione in presenza del modello stesso in funzione dell'incidenza e per diverse velocità di galleria, misurando le forze (portanza, resistenza e momento) che agiscono sui 3 montanti.

Ai risultati di galleria vengono poi applicate le consuete correzioni per:

- a) il bloccaggio della vena dovuto sia al modello che alla sua scia;
- b) l'eventuale gradiente di pressione longitudinale in camera di prova;
- c) la correzione d'incidenza e di resistenza indotte dalle pareti della galleria;
- d) l'effetto di curvatura delle linee di corrente dovuto alle pareti.

Prove con effetto suolo.

Un caso particolare nella misura delle forze agenti su un velivolo è quello in presenza dell'effetto suolo, corrispondente a condizioni di decollo ed atterraggio del velivolo.

Esiste in tal caso il problema di simulare correttamente la presenza del suolo: infatti montando sotto al modello una piastra piana fissa non si simulano le condizioni al vero e si ha sulla piastra, per

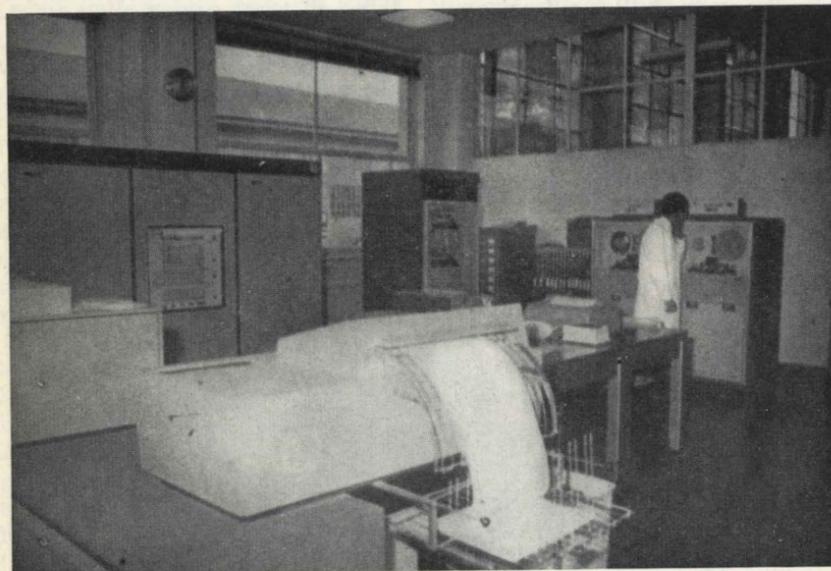


Fig. 6.

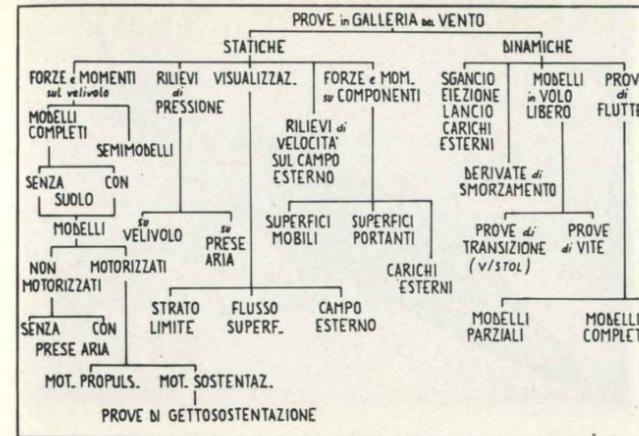


Fig. 7.

effetto della velocità del vento, la formazione di uno strato limite, con alterazione delle distribuzioni longitudinali di pressione sulla piastra ed eventualmente anche sotto il velivolo, se questo è sufficientemente vicino al suolo.

Data la sua semplicità, il piano fisso viene comunque comunemente usato, eventualmente con qualche cautela e controllo. Le Figg. 10 e 11 mostrano il montaggio di due modelli sul suolo, rispettivamente con sospensione a fili ed a montanti; la Fig. 11 si riferisce ad una prova durante la quale venne rilevato lo spessore dello strato limite sul suolo, in presenza di un modello, ed al variare della sua incidenza.

Prove vennero eseguite a suo tempo anche per rilevare l'influenza, sullo spessore dello strato limite, dell'assetto della piastra in galleria e l'influenza della forma del bordo d'attacco della piastra (a spigolo, tondo, ellittico, con profilo NACA etc.).

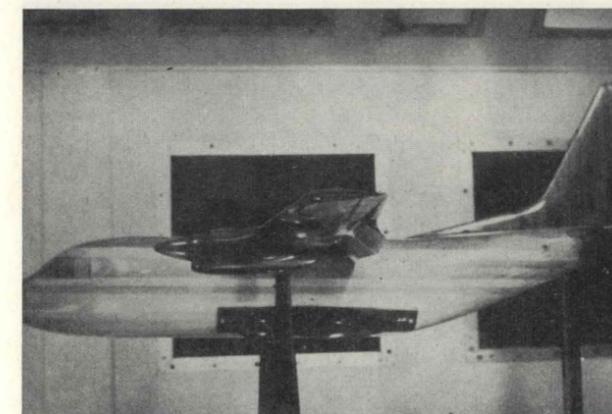


Fig. 9.

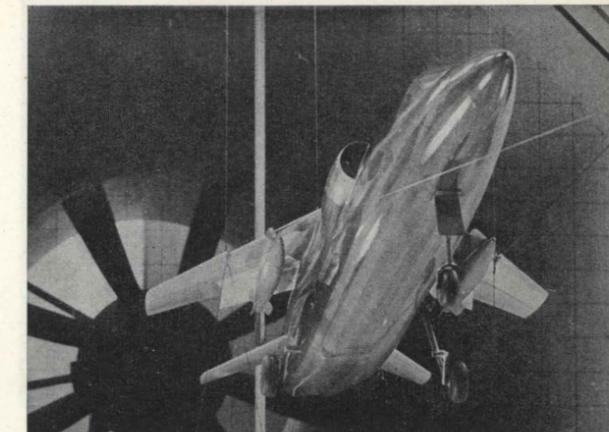


Fig. 8.

È attualmente in corso lo studio di una piastra perforata, con aspirazione dello strato limite mediante eiettore, allo scopo di ridurre lo spessore di strato limite e di studiarne gli effetti sulle distribuzioni di pressioni e sulle forze agenti su un velivolo in presenza del suolo.

Rilievi di pressione.

Per i rilievi di pressione si utilizzano, come accennato, modelli con fusoliera in fiberglass (Fig. 12) che possono portare 100 ÷ 150 ed anche 200 punti di misura, realizzati con tubetti in rame da 1.2 mm intestati sulla resina, sui quali si innestano dei tubetti di polivinile da 2 mm circa che portano le pressioni sino all'esterno della galleria, dove esistono le connessioni fisse ai multimetri. Questi vengono fotografati e l'elaborazione è molto rapida, riducendosi per ottenere il coefficiente di pressione, ad un rapporto di due lun-

ghezze lette su un ingrandimento fotografico.

Sulle superfici portanti, molto spesso realizzate in legno, si usa sovente la tecnica di annegare dei tubetti disposti secondo le generatrici della superficie, i quali vengono forati in corrispondenza delle sezioni sulle quali si vuole effettuare la misura delle pressioni, coprendo poi con scotch di volta in volta le sezioni che non interessano. La stessa tecnica viene impiegata nel caso di superfici mobili.

Prese d'aria.

La sperimentazione delle prese d'aria di un velivolo ha per scopo di determinarne sia le caratteristiche « interne » di funzionamento (rendimenti - uniformità del flusso - pulsazioni) al variare della portata interna e della velocità ed assetto di volo, sia, al variare di questi stessi parametri, la loro influenza sulle caratteristiche

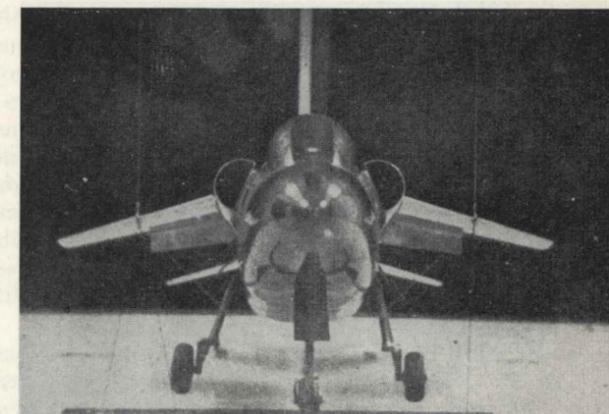


Fig. 10.



Fig. 11.

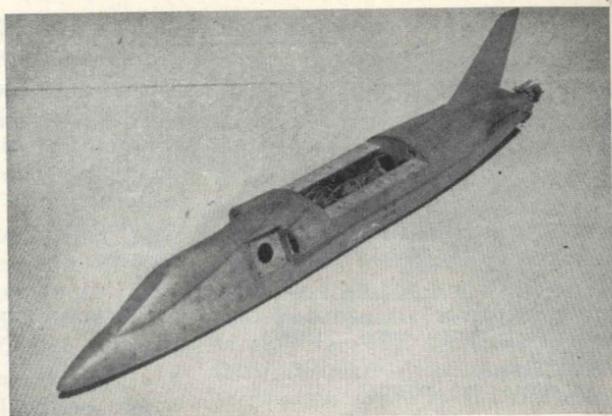


Fig. 12.

« esterne » del velivolo, e non solo sulla sua resistenza aerodinamica, ma anche sulla stabilità e controllabilità longitudinale e latero-direzionale.

A questo scopo, vengono normalmente effettuate in galleria due serie di prove:

— la prima, con misura delle forze e momenti globali, viene effettuata sui modelli completi già illustrati, variando la portata interna della presa. La misura della portata e della resistenza interna del condotto viene effettuata con un pettine di pressioni totali e statiche all'uscita del condotto, e tale resistenza interna viene poi detratta dalla resistenza misurata, per ottenere la resistenza « esterna » netta del velivolo come funzione della portata della presa.

— la seconda serie di prove, per il rilievo delle caratteristiche « interne », viene effettuata su modelli parziali, costituiti da una fusoliera di solito in scala doppia di quella dei modelli completi, ed

eventualmente con un troncone d'ala se questa è abbastanza vicina alla presa d'aria motore.

In fig. 13 sono mostrati due di questi modelli: a sinistra il G 95/4, bimotore con prese aria laterali, a destra il G 91 Y, bimotore con presa unica in basso. Le fusoliere terminano alla sezione ingresso compressore, sulla quale viene effettuata la misura, con pettini multipli, delle pressioni statiche e totali, rilevandone quindi le distribuzioni di velocità e di pressione statica al contorno, e quindi l'uniformità della corrente e le eventuali distorsioni e pulsazioni.

Per variare la portata, o meglio il rapporto di funzionamento della presa d'aria, entro i limiti estremi possibili per il velivolo, è necessario disporre (oltre alla variazione della velocità di galleria) sia di una valvola per lo strozzamento graduale del condotto sia di un eiettore per realizzare le condizioni di punto fisso e quelle di salita (cioè con rapporti di funzionamento maggiori di uno).

La misura delle pressioni viene effettuata, oltre che nella sezione ingresso motore, su tutto l'interno del condotto, lungo 3÷4 generatrici caratteristiche, sul labbro esterno della presa d'aria, e sulla superficie di fusoliera davanti ed attorno alla presa, per rilevare eventuali irregolarità e distacchi in particolari condizioni di funzionamento (punto fisso - planata col motore al minimo - etc.).

— Una ricerca analoga viene effettuata per le prese d'aria dei motori di sustentazione nel caso dei velivoli a decollo verticale: la fig. 14 mostra la gondola motore del G 222 S/VTOL, nella quale i 4 motori di sustentazione si trovano nella scia dell'elica propulsiva.

In questo caso la presenza dei motori viene simulata da 4 eiettori, alimentati ad aria compressa e regolabili indipendentemente, i quali inducono una portata interna, simulando contemporaneamente presa d'aria e scarico dei motori.

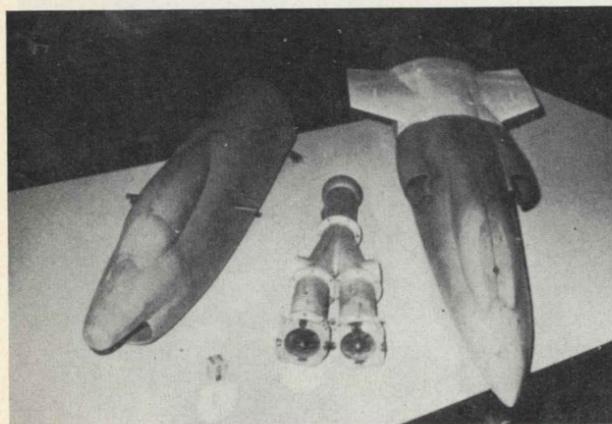


Fig. 13.

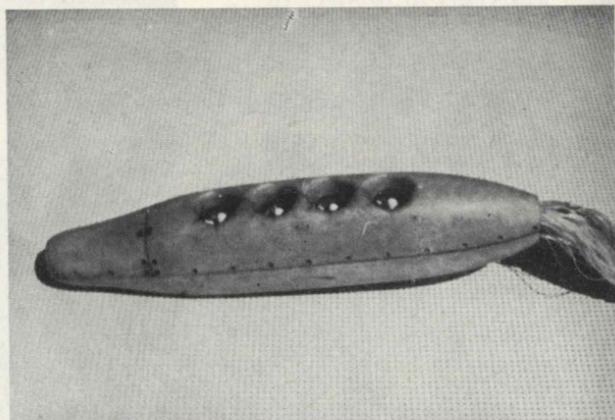


Fig. 14.

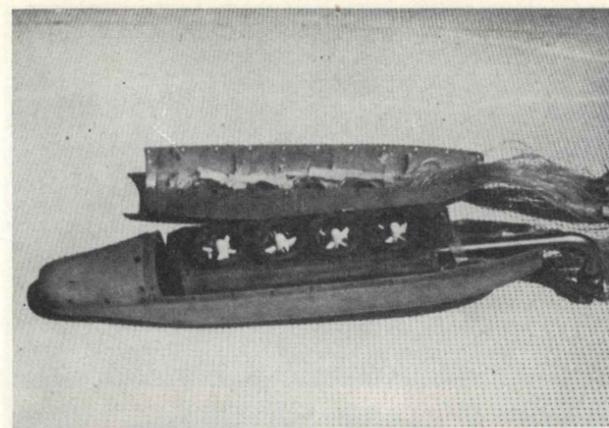


Fig. 15.

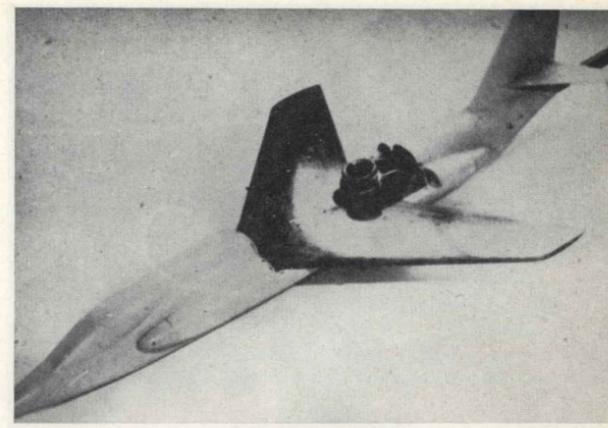


Fig. 16.

La Fig. 15 mostra il blocco eiettori dal lato presa aria, con i 4 pettini a 90° per il rilievo delle pressioni totali ingresso motore.

Le distribuzioni di pressione sulle prese d'aria erano rilevate mediante 100 prese statiche disposte secondo le 5 generatrici principali delle prese, sul lato sinistro della gondola.

Le prove erano effettuate variando sia l'angolo di incidenza che quello di deriva della gondola, ed il rapporto tra velocità di volo e velocità all'ingresso motore.

Prove di gettosostentazione.

Le prove di gettosostentazione sono prove su modelli motorizzati di velivoli V/STOL, nelle quali si simula, il più correttamente possibile, la presenza dei motori di sustentazione, misurando quindi forze e momenti agenti sul velivolo in condizioni di bassa velocità, e cioè nella fase di transizione, in cui la sustentazione del velivolo è ottenuta in tutto od in parte con getti od eliche, anziché con le normali superfici portanti fisse del velivolo.

Simulare « correttamente » in galleria significa:

1) Conservare il rapporto esistente al vero, nelle condizioni simulate, tra forze aerodinamiche convenzionali e forze generate dai getti. Ciò si ottiene normalmente imponendo che il coefficiente di spinta dei getti

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

sia in galleria uguale a quello al vero, il che non è sempre facile ottenere.

2) Far in modo che le interferenze sulle superfici del velivolo, dovute ai motori simulati, siano le stesse che al vero. Questo significa che occorre ad es. rispettare la similitudine geometrica dei getti, le distribuzioni di velocità nel getto e i rapporti tra velocità del getto e velocità di volo, ed anche i numeri di Mach nel getto, per riprodurre gli effetti di compressibilità.

3) Far in modo che le interferenze di galleria siano piccole per non alterare sostanzialmente i risultati, o saperle correggere adeguatamente. Poiché non si dispone sinora di metodi di correzione adeguati, che tengano esattamente conto della presenza di getti o scie di eliche ad elevati valori di C_T , la tendenza odierna è verso la costruzione di gallerie specializzate di grandi dimensioni, con camere di prova quadrate anziché rettangolari (eventualmente perforate oppure a fessure) e pavimento mobile per riprodurre l'effetto suolo, per potervi sperimentare con sufficiente attendibilità modelli di dimensioni ragionevoli.

Oltre al problema della corretta simulazione, esiste quello della misura delle forze e momenti agenti sul modello, senza interferenze da parte del sistema di alimentazione dei motori simulati (condotti d'aria compressa, cavi elettrici, tubi per l'acqua di raffreddamento...), con la necessaria sensibilità, precisione e ripetibilità nelle misure.

Sin dal 1961, con l'inizio degli studi presso i nostri Uffici Tecnici Aviazione sui velivoli V/STOL, ci siamo interessati di questo proble-

ma, indirizzandoci verso la soluzione di simulare mediante eiettori i getti dei motori di sustentazione, soluzione che permetteva di simulare contemporaneamente prese d'aria e getti di scarico, evitando di ricorrere a modelli parziali separati, e riproducendo con sufficiente precisione il coefficiente di spinta necessario e le distribuzioni di velocità nei getti, con portate d'aria compressa abbastanza piccole e quindi minori problemi d'interferenza per l'alimentazione, effettuata attraverso a cuscinetti ad aria.

La fig. 16 mostra uno dei primi modelli, con eiettore unico cilindrico, basculante, ed alimentazione dell'aria dal retro del modello attraverso un tubo sospeso alle sue estremità a due cuscinetti ad aria, l'anteriore cilindrico ed il posteriore sferico, visibili nella fig. 17 sul lato destro.

Quest'altro modello portava due eiettori bidimensionali, simulanti ciascuno due motori di sustentazione, ed aveva (come i successivi) fusoliera in fiberglass, con notevole spazio interno per l'installazione dei giunti, collettori ed eiettori e delle relative prese di pressione per la misura delle portate e delle distribuzioni di velocità, e delle pressioni statiche sulle superfici del modello.

La fig. 18 mostra un modello del G 95/4, con un gruppo di 4 eiettori: la portata di ogni eiettore era regolabile indipendentemente con continuità.

Un modello di tipo diverso è quello del G 222 S/VTOL, mostrato in fig. 19, con due gruppi di 4 eiettori sulle due gondole mo-

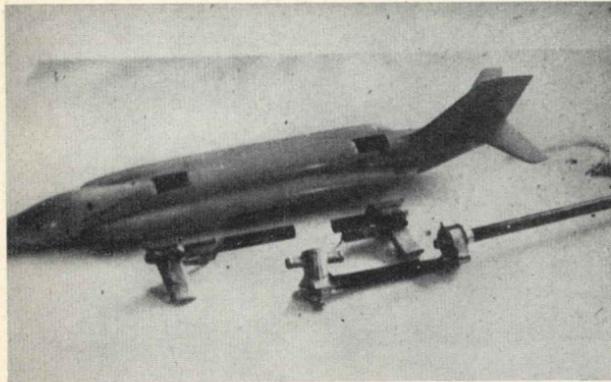


Fig. 17.

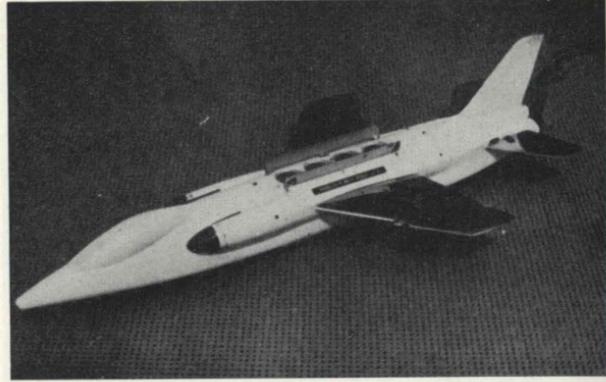


Fig. 18.

tori, alimentati ad aria compressa attraverso a due condotti ricavati nell'ala e ad un giunto ad aria, centrale, con tubazione di adduzione dal basso. La presa aria dei 4 eiettori, di tipo ulteriormente perfezionato rispetto ai precedenti, aveva getto anulare a sezione variabile.

Visualizzazione della transizione.

Nella sperimentazione in galleria con modelli in scala, a causa della non uguaglianza dei numeri di Reynolds, non si riesce quasi mai ad avere le stesse condizioni di strato limite del velivolo, ed in particolare ad avere la transizione da laminare a turbolento in punti corrispondenti, ma si ha di solito sui modelli uno strato limite più a lungo laminare.

Occorre quindi determinare, con metodi di visualizzazione, la transizione sulle superfici del modello, ed eventualmente riportarla a quella sul velivolo od almeno, essendo questa incognita a priori, ad una posizione ben definita, prossima a quella probabile in vo-

lo. Si presentano quindi due problemi:

1) determinazione della transizione « libera » ed eventuale calcolo della resistenza d'attrito in tale caso.

Esistono metodi diversi di visualizzazione della transizione: il più comune per le gallerie a bassa velocità è di solito il metodo del « china-clay » o caolino, che consiste nel rivestire il modello (preferibilmente a fondo nero) di uno strato bianco di caolino, di renderlo quindi trasparente bagnandolo con un liquido ad ugual indice di rifrazione (che fa riapparire il fondo nero) e di far evaporare poi questo liquido dalla corrente di galleria.

La differente evaporazione tra regioni con strato limite laminare e turbolento, con conseguente riapparire del bianco del caolino nelle zone turbolente, mette in evidenza la linea di transizione.

La fig. 21 mostra un modello del G 222 con transizione libera, ad $\alpha = 0^\circ$: si vedono nettamente sull'ala le zone tutte turbolente in

corrispondenza della fusoliera e delle gondole motori e la transizione invece molto arretrata nelle altre zone e sull'impennaggio orizzontale, in corrispondenza del bordo d'attacco delle superfici mobili.

Per confronto, nella fig. 22 è mostrata la transizione sullo stesso modello ad $\alpha = 5^\circ$: è evidente l'avanzamento della linea di transizione dovuto al gradiente di pressione negativo sul dorso dell'ala e dell'impennaggio, in conseguenza all'aumento di incidenza.

Dalla conoscenza della posizione percentuale della transizione sulle superfici del modello si può ricavare per integrazione la resistenza « d'attrito » complessiva del modello che, per detrazione dalla resistenza misurata in galleria, ci darà la resistenza « di pressione » del velivolo, alla quale si potrà poi sommare la resistenza d'attrito del velivolo calcolata con certe ipotesi, ad es. transizione su tutto il velivolo al 10 % delle corde.

2) Il secondo problema che si presenta è quello di realizzare una transizione « fissa » sul modello,

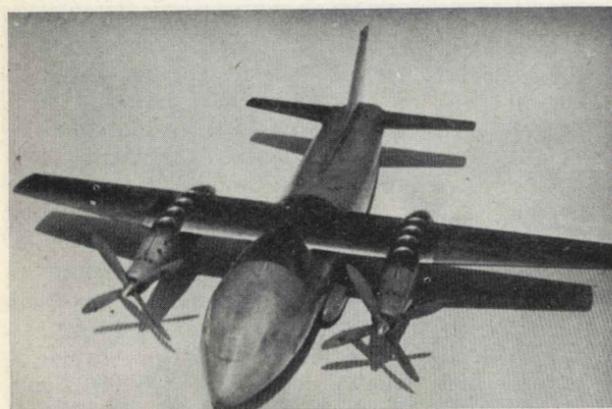


Fig. 19.

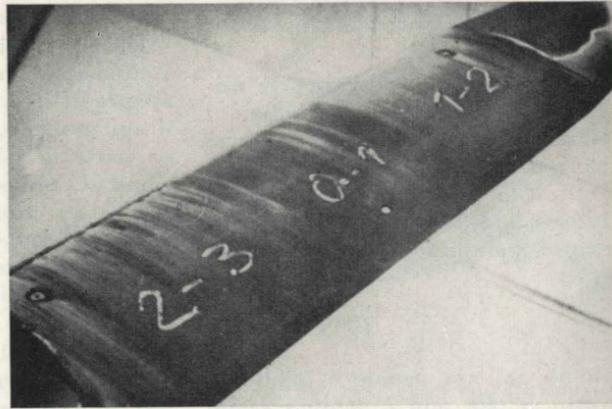


Fig. 20.

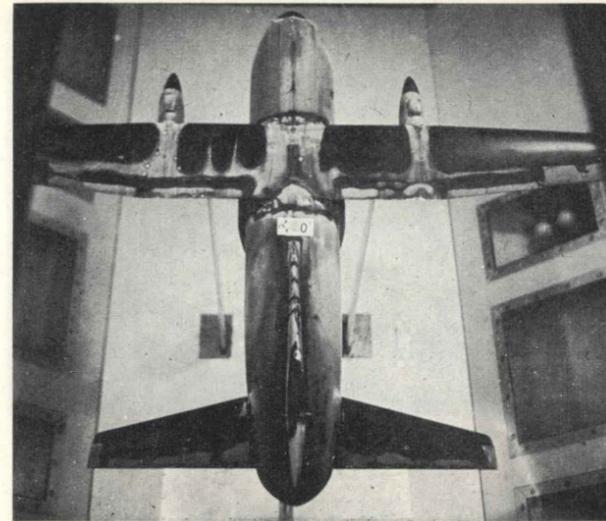


Fig. 21.

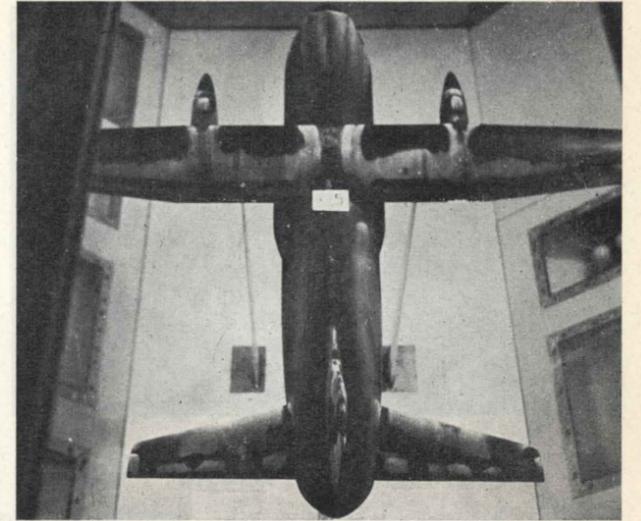


Fig. 22.

di controllare che essa avvenga veramente e totalmente nella posizione desiderata, e di calcolare la corrispondente resistenza d'attrito del modello.

I sistemi più usati per fissare la transizione sono i fili e le striscie, queste ultime costituite da grani di carborundum o da sferette di vetro.

I fili, a parità d'effetto, provocano un aumento di resistenza sul modello maggiore che non le striscie, ma hanno come contropartita il vantaggio che le loro caratteristiche non si alterano durante la prova, mentre con le striscie i grani incollati possono essere gradualmente asportati dalla corrente.

Le sferette di vetro tendono sempre più a sostituire i grani di carborundum, per la maggior regolarità di forma e dimensione.

Noi preferiamo di solito usare i fili per le prove di più lunga durata, mentre per la misura accu-

rata delle resistenze (per la determinazione delle polari di volo), preferiamo le striscie, in quanto con esse si riesce quasi ad annullare l'aumento di resistenza dovuto al disturbo (resistenza di pressione dei grani).

Allo scopo di controllare sperimentalmente le relazioni semi-empiriche che definiscono comunemente il diametro minimo dei fili o dei grani per ottenere la transizione, sono state effettuate nella ns. galleria diverse serie di prove su ali, con diversi diametri dei fili e diversa posizione sulle corde, e con striscie di transizione con sferette di diametro diverso, e diversa larghezza e posizione della striscia, visualizzandone la transizione e misurandone contemporaneamente la resistenza: la fig. 20 mostra un'ala di prova, sulla quale le semiali esterne sono a transizione libera e la parte centrale con transizione fissa al 5 % delle corde,

con sferette di diametro compreso tra $0 \div 0.1$ mm al centro, $0.1 \div 0.2$ mm a destra e $0.2 \div 0.3$ mm a sinistra. Si nota nettamente come la transizione sia completa a destra, incompleta al centro (diametro troppo scarso) ed a sinistra (grani troppo radi).

Per avere conferma della precisione dei rilievi effettuabili con i due sistemi (transizione libera oppure fissa) sono stati da noi effettuati parecchi confronti, su modelli diversi, tra resistenza del velivolo valutata con modello a transizione libera e resistenza con modello a transizione fissa: l'accordo è stato sempre molto buono, con scarti tra le due valutazioni dell'ordine dell' $1 \div 2$ % sul C_{Dmin} .

Visualizzazioni della corrente.

Le visualizzazioni della corrente, sia sul corpo in esame, sia sul campo esterno circostante, hanno



Fig. 23.

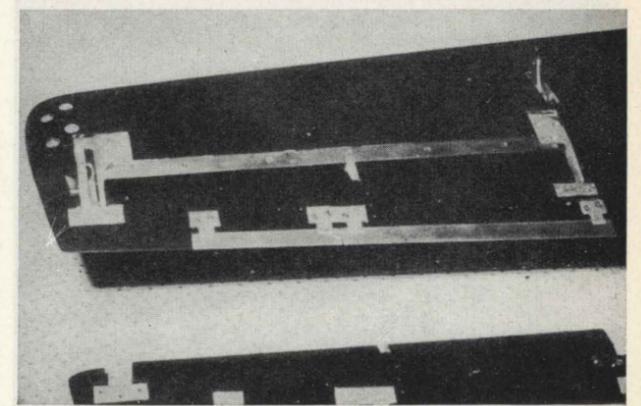


Fig. 24.



Fig. 25.

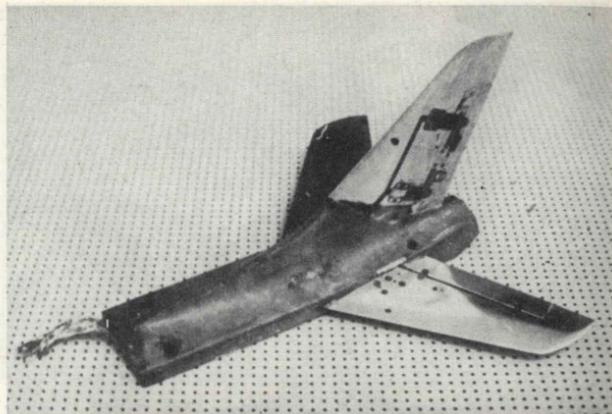


Fig. 26.

lo scopo di ricercare le cause locali di fenomeni rivelati globalmente dalla misura delle forze e di darci un'idea più precisa e dettagliata del fenomeno fisico, così completando l'informazione data dalle distribuzioni di pressione sul corpo. Esse possono rivelare molto rapidamente l'origine di certe irregolarità di comportamento, segnalando la presenza di vortici e distacchi e dando indicazioni sul valore e sulla direzione delle velocità locali.

I metodi di visualizzazione usati nelle gallerie a bassa velocità sono metodi tradizionali: fili di lana o seta sia nel campo esterno sia sulle superfici del velivolo, fumi nel caso di gallerie a bassissima velocità e per studi particolari (ad es. bidimensionali), e liquidi con pigmenti colorati (petrolio con nerofumo opp. caolino, olii con ossidi di titanio etc.).

Ad essi si può aggiungere un metodo, in genere poco usato, quello delle goccioline (d'olio di lino con

nero di china) abbastanza utilizzato al Politecnico di Torino ed anche impiegato nella nostra galleria, il quale, pur risentendo più del velo liquido continuo degli effetti di tensione superficiale, può presentare il vantaggio di meglio individuare, rispetto a quest'ultimo, l'entità della velocità locale.

Rilievo delle forze sulle superfici mobili - Momenti di cerniera.

Per il proporzionamento delle superfici di comando di un velivolo è necessario conoscere sia il carico che grava su di esse nelle diverse condizioni di volo, sia la sua posizione e distribuzione sulla superficie.

Questo può essere ottenuto sia per integrazione delle distribuzioni di pressione, sia attraverso la misura del carico risultante e della sua posizione, mediante bilancina a estensimetri elettrici a più componenti che costituiscano i supporti di tali superfici.

In casi particolari può bastare la misura del momento di cerniera, che può essere effettuata con bilancie estensimetriche o eventualmente anche meccaniche, come sul modello di Fig. 23 che rappresenta un semi-impennaggio orizzontale del G 222 con montaggio su parete, sul quale sono stati misurati, con una bilancina esterna, i momenti di cerniera dell'equilibratore al variare degli angoli di equilibratore e stabilizzatore, per una ricerca sulla forma ottima della compensazione aerodinamica al bordo d'attacco dell'equilibratore.

La fig. 24 è un esempio di misura del momento di cerniera di un alettone con bilancia estensimetrica, per analogo studio sulla compensazione aerodinamica del bordo d'attacco e sui balance tabs dell'alettone.

La Fig. 25 è un esempio di misura del momento di cerniera dell'impennaggio orizzontale del G 91, mentre nella Fig. 26 è mostra-



Fig. 27.

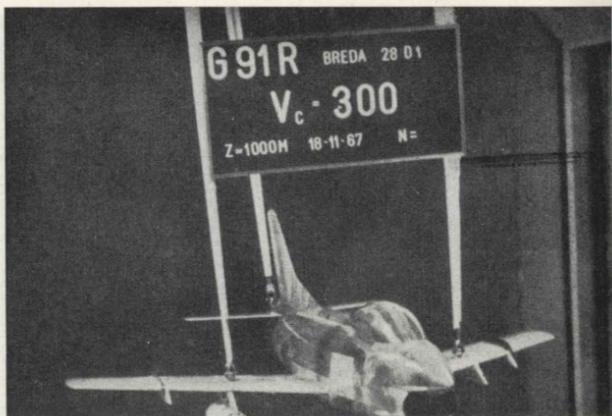


Fig. 28.

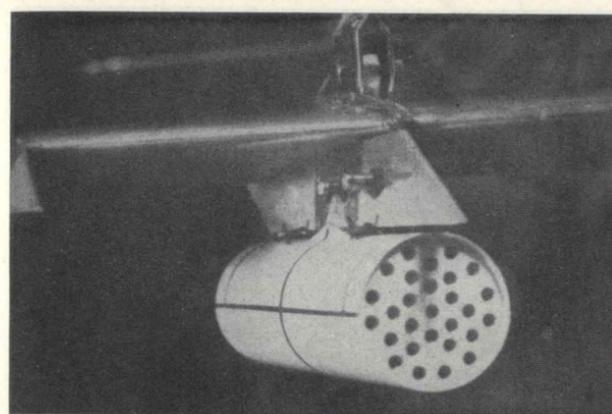


Fig. 29.

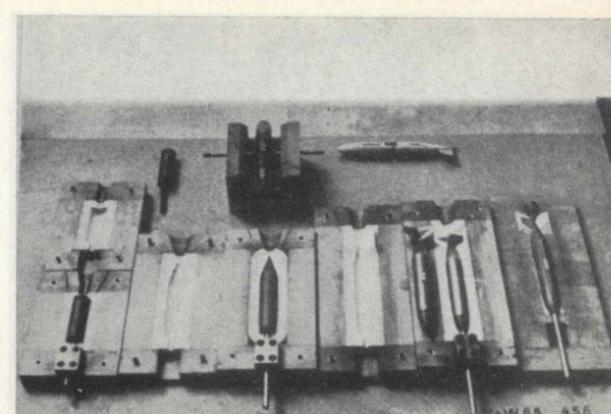


Fig. 30.

to il sistema di misura del momento di cerniera e del carico normale del timone del G 91 Y.

Rilievo delle forze agenti sui carichi esterni.

Un problema analogo è quello della misura delle forze e momenti agenti sui carichi esterni montati sul velivolo, nelle diverse condizioni di volo.

In tal caso sono quasi impensabili soluzioni al di fuori di quelle offerte da una bilancina interna ad estensimetri, pur avendo un tempo effettuata noi anche qualche misura con bilancine meccaniche a fili, che tra l'altro ci avevano rassicurati sulle nostre prime misure estensimetriche effettuate sullo stesso carico esterno.

La Fig. 27 mostra due esempi non recenti di bilancie interne da noi costruite, di cui quella in alto a quattro componenti (forza laterale e normale, momento di beccheggio e d'imbardata) e quelle

in basso a due componenti (forza laterale e momento d'imbardata).

Prove di sgancio ed eiezione di carichi esterni.

Scopo di queste prove è la determinazione della traiettoria, relativa al velivolo, di un carico esterno (o interno) dopo il suo sgancio dal velivolo. Scopo finale è di controllare che la traiettoria sia abbastanza lontana dalle superfici del velivolo, anche nei casi estremi.

Il problema è quindi quello di far eseguire al corpo sganciato una traiettoria simile a quella al vero, per il che occorre rispettare il rapporto esistente al vero tra le diverse forze agenti sul corpo durante la sua caduta libera, e cioè rispettare per il corpo la similitudine dinamica.

Fissata la scala del modello, e volendo rispettare la similitudine completa, resta automaticamente definito il peso del modello, e ad

ogni velocità di prova in galleria corrisponde una velocità di volo.

In effetti, può risultare talvolta troppo rischioso per l'incolumità della galleria (modelli troppo pesanti) o impossibile (velocità di galleria troppo elevate) rispettare la similitudine completa.

È stato quindi effettuato uno studio teorico delle condizioni di equilibrio del corpo lungo la traiettoria, dal quale si è visto che accentrando l'esame sulla parte iniziale della traiettoria di sgancio, non è necessario in effetti imporre alla velocità del vento (in galleria) la stessa scala della velocità del corpo, perchè questa nella fase iniziale è trascurabile rispetto alla prima.

In tal caso non si rispetta più la legge di Froude, ma si impone ancora la similitudine dinamica, con la condizione che il rapporto tra forze aerodinamiche e forza peso, agenti sul corpo, sia uguale a quello esistente al vero, dove però la pressione dinamica in galle-

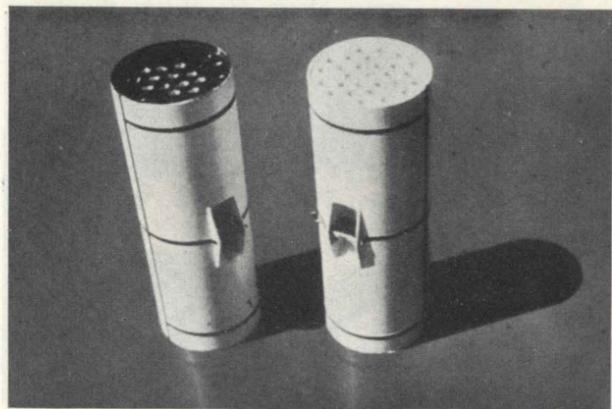


Fig. 31.

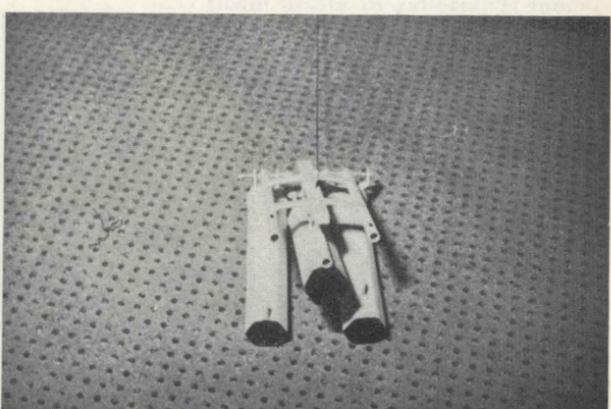


Fig. 32.

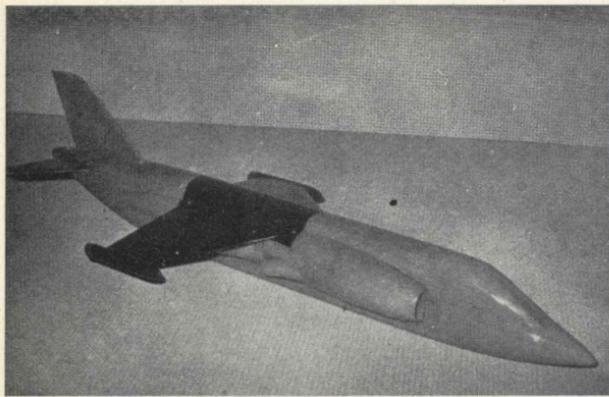


Fig. 33.

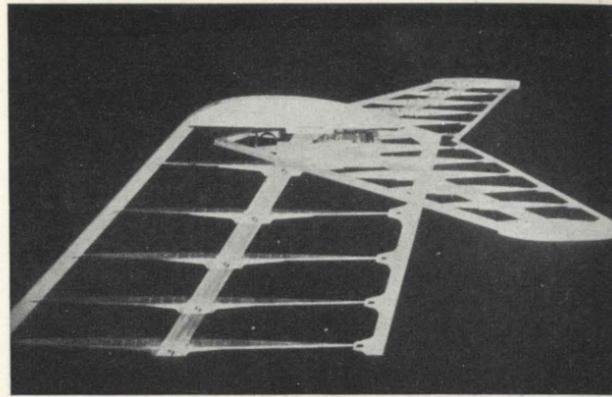


Fig. 34.

ria, che determina le forze aerodinamiche, viene ora considerata un parametro indipendente dalla scala delle velocità del corpo, e quindi può essere scelta a piacere.

Si vede quindi che per aumentare la velocità di volo simulata, invece che aumentare la velocità di galleria, basta ridurre il peso del corpo.

Un controllo sperimentale delle traiettorie, su modelli diversi dello stesso corpo, aventi pesi variabili nel rapporto da 0.7 a 2 volte quello per la similitudine esatta, venne quindi effettuato nella nostra galleria (con carichi esterni di forma diversa) e non venne praticamente rilevata alcuna differenza sistematica al variare del peso del modello, nel campo sperimentato e per la parte di traiettoria che interessa il velivolo e che si può ritenere non influenzata dalle pareti di galleria.

Il modello dal quale i carichi vengono sganciati viene sospeso a 3 montanti rigidi dall'alto (Fig. 28) per non interferire con le tra-

iettorie di sgancio. La sospensione permette la variazione di incidenza e di deriva.

I carichi da sganciare (Fig. 29) sono appesi al loro montante tramite un gancio di forma e posizione simile a quello al vero, con riscontri di posizionamento registrabili per dare al corpo l'orientazione reale.

Il gancio è tenuto chiuso da un filo di rame nel quale si fa passare una corrente elettrica all'attimo dello sgancio, provocandone la fusione e quindi l'apertura del gancio sotto l'azione di una molla di richiamo.

Nel caso di eiezione, all'azione del gancio si sovrappone quella di un pistone caricato da una molla o da aria compressa, che esercita sul corpo una forza in similitudine con quella dell'espulsore al vero.

La traiettoria di sgancio viene ripresa da due-tre cineprese a 16 mm, di cui una frontale con teleobiettivo (posta nel casellario del convergente) e le altre due trasversali, di fianco e dall'alto,

con velocità di ripresa regolabile, sino a 64 fotogrammi al secondo.

La costruzione dei modellini di sgancio viene effettuata sia in legno pieno (balsa, cirmolo, noce, etc.) sia in resina, che permette pesi estremamente ridotti, con spessori inferiori a 0.5 mm. La fig. 30 mostra alcuni carichi, in resina ed in balsa, con i relativi stampi, ed altri esempi sempre in resina sono mostrati in fig. 31. In questi ultimi esisteva il problema di riprodurre correttamente i fori interni, nel senso di avere una resistenza d'attrito non troppo diversa di quella al vero: grazie alle diverse condizioni dello strato limite, laminare in galleria e turbolento al vero, si sono ottenuti praticamente gli stessi coefficienti d'attrito per i tubi tra modello e velivolo.

La fig. 32 è un esempio di sgancio multiplo, nel quale si sono dovuti sganciare sia i tre contenitori indipendentemente e contemporaneamente, sia il telaio di supporto con i tre contenitori agganciati.

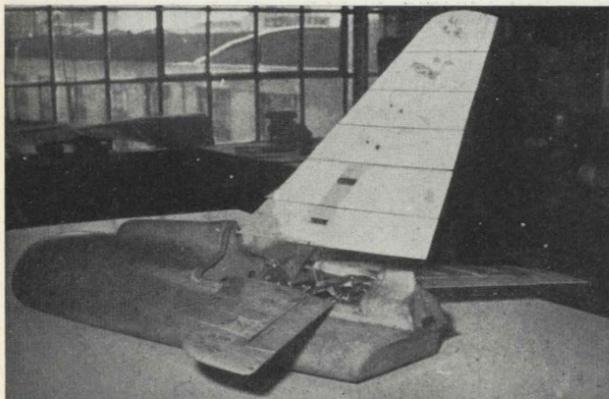


Fig. 35.

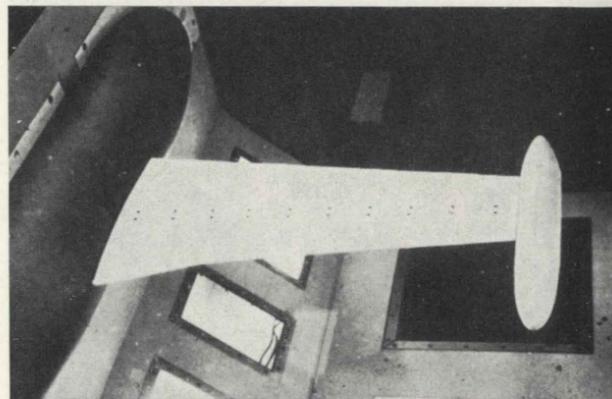


Fig. 36.

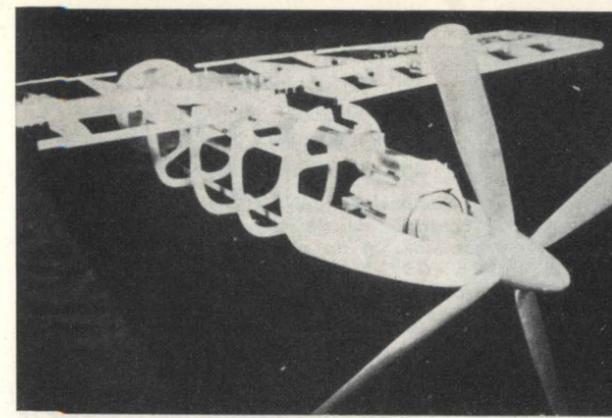


Fig. 37.

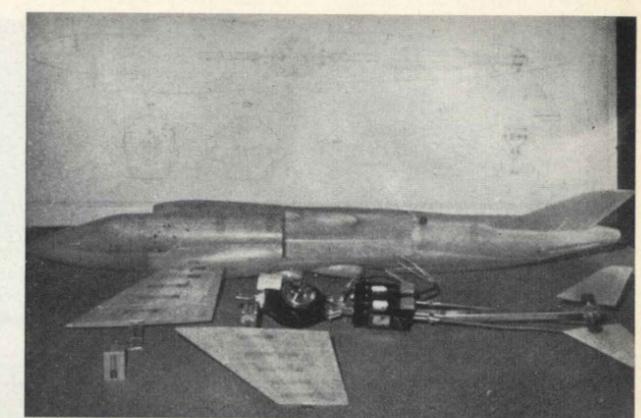


Fig. 38.

In questo caso il dispositivo di sgancio era meccanico, anziché elettrico.

Misura delle derivate di smorzamento.

La misura delle derivate di smorzamento o rotazione può essere effettuata su modelli oscillanti (o ruotanti nel caso del C_{lp}) con il metodo delle oscillazioni libere o forzate.

Con il metodo delle oscillazioni libere, eccitate da un impulso iniziale dall'esterno, si rileva frequenza e smorzamento delle oscillazioni, mentre con quello delle oscillazioni forzate si misura valore e fase della forza applicata rispetto allo spostamento sinusoidale imposto del modello, mediante elementi estensimetrici applicati sul modello stesso.

In fig. 33 è mostrato un modello da noi costruito, per prove con oscillazioni forzate: il modello è in resina, a guscio sottile, con ala in legno, per ridurre peso e momenti d'inerzia. Il modello è sospeso in galleria dal basso ad un montante rigido, il quale porta superiormente un cuscinetto su cui è montato un elemento orizzontale, da un lato incastrato al modello e dall'altro collegato ad un'asta verticale per l'eccitazione del moto, mediante eccentrico montato su un motorino esterno alla galleria.

Prove di flutter.

Si accenna qui brevemente, per completezza di illustrazione delle prove normalmente effettuate nella nostra galleria, alle prove di flutter su modelli in similitudine

aeroelastica per il controllo delle velocità critiche, pur essendo lo sviluppo di queste prove, così come la costruzione dei relativi modelli e lo sviluppo dei corrispondenti calcoli teorici, di responsabilità di un Gruppo separata da quello di « Aerodinamica ».

I modelli sono costituiti normalmente (nel caso di una superficie portante) da una struttura resistente metallica (Fig. 34), formata da un longherone con rigidità flessionale e torsionale in similitudine con la struttura vera, al quale è collegato un certo numero di centine, una per ogni tronco nel quale la superficie è suddivisa.

La centina porta a sua volta il rivestimento di forma (balsa o foam) e le masse che servono a dare ad ogni tronco i valori delle caratteristiche inerziali (pesi, C. G. e momenti di inerzia). Sul longherone sono montati, all'incastro, degli estensimetri per il rilievo della frequenza e ampiezza delle vibrazioni, ed il modello elastico viene montato su una struttura carenata di supporto che riproduce ad es. la presenza di una fusoliera.

Un esempio simile, con equilibratori mobili e possibilità di diverso calettamento dello stabilizzatore, e con rigidità di pitch variabile, è quello della Fig. 35, che è il gruppo impennaggi del G 91 Y.

Nella Fig. 36 è mostrata l'ala del Piaggio PD 808, con il suo serbatoio d'estremità, sperimentato in diverse condizioni di riempimento, ed un corpo superiore, simulante la fusoliera, in cui sono

contenuti gli elementi meccanici atti a realizzare le libertà di rollio e beccheggio del velivolo, con le opportune masse.

Un modello interessante è quello di Fig. 37, per lo studio del « whirling flutter » o flutter rotante, sulla gondola motore del G 222 S/VTOL. L'ala è in similitudine strutturale, con alettone mobile, e la gondola porta al suo interno una struttura metallica riproducibile elasticamente ed inerzialmente castello motore e motore, sulla quale è montata l'elica, con calettamento variabile, per realizzare diversa velocità di rotazione per effetto della corrente di galleria.

Ed infine, per completare il nostro panorama, la Fig. 38 mostra un modello di flutter in corso di completamento, da montare in galleria con 3 gradi di libertà. Il modello, in leggero guscio di fibreglass, con ala ed impennaggio orizzontale in similitudine strutturale, porta sul suo baricentro uno snodo cardanico, che verrà montato scorrevole su un'asta verticale fissata in galleria. Il modello potrà quindi spostarsi verticalmente, controllato dal calettamento dell'impennaggio orizzontale, comandato dall'esterno tramite due azionatori elettrici visibili nella figura 38. Il comando differenziale dei due semi-impennaggi consente il controllo in rollio del modello.

Questo modello ha lo scopo di studiare in particolare l'influenza della fusoliera sulle caratteristiche di flutter dell'ala, precedentemente ricavate su semiala isolata.

Riccardo Mautino

TECNICHE DI SIMULAZIONE

ANTONIO FILISETTI, responsabile del Settore Meccanica del Volo e Simulazione degli Uffici Tecnici Aviazione FIAT, illustra l'impiego della simulazione, nello studio del controllo dei velivoli in hovering (G 95/4), della risposta alla raffica e del controllo della piantata di un motore in un velivolo al decollo (G 222). Viene successivamente evidenziato, con esempi di applicazione (G 91 Y), come la simulazione rappresenti anche un metodo molto efficace di sperimentazione. Infine viene descritto il nuovo simulatore di volo in corso di installazione alla FIAT-Aviazione.

SIMBOLI

1 - Simulazione del Volo Gettosostentato

A	Attuatore dell'autostabilizzatore
B	Bocchette di controllo
f_n	Frequenza naturale non smorzata
I	Momento di Inerzia
M	Momento di controllo
p	Velocità di rollio
$P.R.$	Valutazione del pilota (Pilot Rating)
R_e	Rapporto di trasmissione elettrico
R_m	Rapporto di trasmissione meccanico
s	Operatore di Laplace
T	Costante di tempo del comando di assetto
T_1, T_2	Costanti di tempo anticipo-ritardo del comando di assetto a memoria corta
δ_p	Spostamento di comando del pilota
φ	Angolo di rollio
ζ	Smorzamento relativo al critico

Indici

1 s	Primo contributo stabilizzato della risposta del comando di assetto a memoria corta
2 p	Valore di picco del secondo contributo della risposta del comando di assetto a memoria corta

2 - G 91 Y Comando longitudinale

F_V	Forza di reazione della valvola servocomando equilibratore con esclusione del termine dovuto alla molla di centramento
Δn	Variatione del fattore di carico sul baricentro
q	Velocità di beccheggio

δ_e	Angolo di equilibratore
δ_F	Spostamento in uscita del servocomando Fairey dell'equilibratore
δ_p	Spostamento di barra
δ_R	Spostamento dell'attuatore dello smorzatore di beccheggio
δ_S	Angolo di stabilizzatore
δ_V	Apertura della valvola del servocomando equilibratore (Fairey)

3 - Manovre rapide di rollio

n_N	Fattore di carico normale del velivolo
p	Velocità di rollio
q	Velocità di beccheggio
r	Velocità di imbardata
α	Angolo di incidenza
β	Angolo di derapata
δ_a	Angolo di alettone
φ	Angolo di rollio

Premessa.

La simulazione di volo è stata introdotta da tempo come metodo di istruzione ed allenamento dei piloti particolarmente al volo strumentale, ma solo negli ultimi anni questa tecnica si è affermata con una finalità nuova, cioè la ricerca sui metodi di controllo e lo studio dei velivoli in corso di progetto e di sperimentazione.

Questo secondo aspetto della simulazione del volo si può allacciare alla teoria generale della similitudine che da molti decenni è entrata a far parte degli strumenti dell'ingegneria.

I modelli che vengono utilizzati in questa simulazione sono generalmente dei modelli elettrici od elettronici che sono governati dal-

le stesse equazioni del velivolo e dei suoi sistemi.

Nelle fasi di successiva approssimazione, è però conveniente, se non necessario, sostituire parti del modello elettronico con parti reali dei sistemi del velivolo.

Volendo inquadrare in un schema più generale i vari aspetti ed i diversi momenti del processo di simulazione del velivolo, occorre anzitutto distinguere tra simulazione senza pilota e simulazione con partecipazione del pilota.

Nel primo caso l'oggetto delle esperienze risulta evidentemente lo studio della reazione della macchina ad eccitazioni tipiche, come ad esempio alle manovre del pilota a circuito aperto (controllo precognitivo), oppure ai disturbi esterni (raffica, piantata motore, ecc.).

L'intervento del pilota è invece necessario nei problemi di controllabilità che interessano il sistema uomo-macchina a circuito chiuso, ciò che può essere affrontato ad esempio con l'aiuto di un modello analogico dell'uomo; questa impostazione nella maggior parte dei problemi di pilotaggio non è però possibile per l'estrema difficoltà di descrivere in un modello matematico le caratteristiche dell'uomo, che sono autoadattive, non lineari ed a variabili controllate plurime, campionate in modo probabilistico.

Occorre pertanto inserire nel sistema l'azione di un vero pilota umano, che in questo caso pone tutti i problemi di riproduzione delle sensazioni percepite dal pilota, da quelle visuali a quelle di sforzo di comando.

Perché la simulazione?

— È una domanda spontanea che nasce appena si vogliono esaminare più a fondo i diversi aspetti o le diverse ragioni della simulazione.

Questa infatti introduce dimensioni nuove sia nella ricerca di base, ad esempio sui sistemi di controllo, sia nel progetto dei velivoli.

Nella ricerca di base è possibile mettere a confronto direttamente il modello del sistema che si vuole controllare con le capacità di reazione del pilota.

— Un esempio di applicazione di questa tecnica è rappresentato dallo studio comparativo di diversi principi di controllo di velivoli VTOL in hovering, svolto circa tre anni or sono alla FIAT nel quadro della commessa di studio del G 95/4. In un primo tempo è stato impiegato a questo scopo un modello meccanico di simulatore, illustrato nella figura 1, modello che riproduceva il moto laterale del velivolo in hovering ed era controllato con getti d'aria compressa da un posto di pilotaggio centrale.

La similitudine dello spostamento laterale del velivolo veniva ottenuta facendo correre una sfera in una rotaia solidale con la trave che riproduceva l'inclinazione laterale del velivolo stesso.

Successivamente è stato impiegato un simulatore analogico (Fig. 2) con rappresentazione in parte visuale ed in parte strumentale, connesso con un calcolatore analogico.

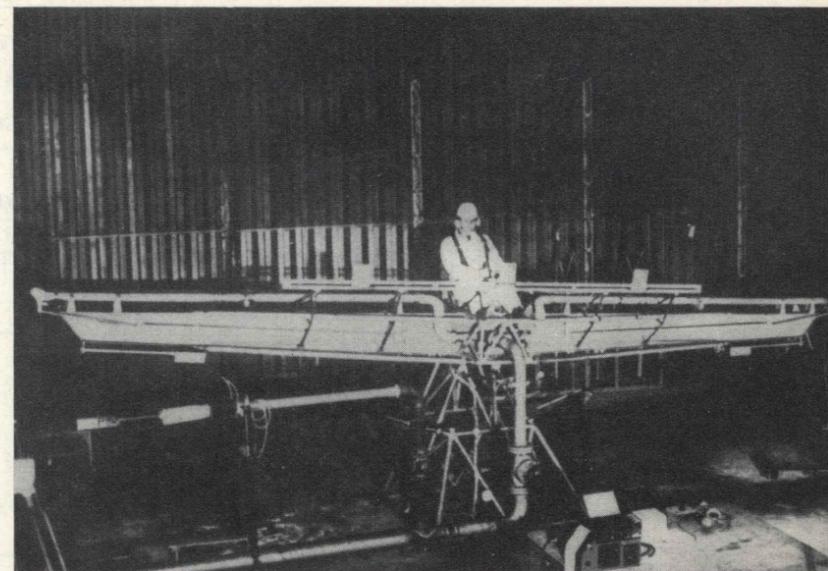


Fig. 1 - Simulatore meccanico di controllo a getti.

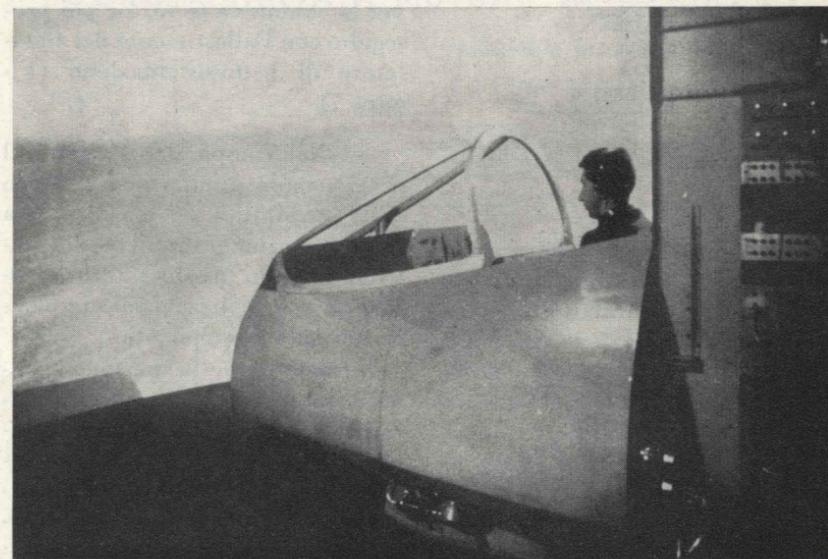
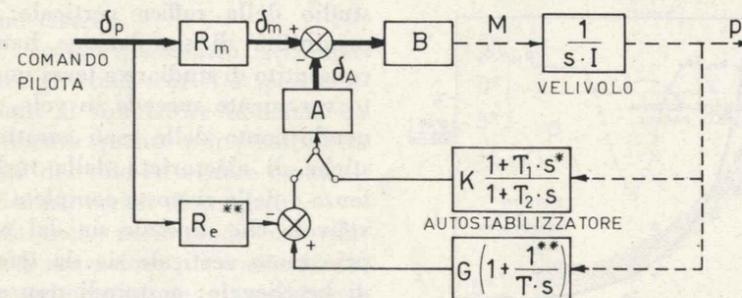


Fig. 2 - Simulatore analogico di volo.



* CONTROLLO DI ASSETTO A MEMORIA CORTA — TRASMISSIONE MECCANICA
 ** CONTROLLO DI ASSETTO — TRASMISSIONE ELETTRICA

Fig. 3 - Sistema di autostabilizzazione sperimentato al simulatore analogico di volo.

Si sono studiati per il rollio ed il beccheggio sistemi di controllo (Fig. 3) di assetto, cioè con assetto del velivolo proporzionale allo spostamento di barra, e di assetto a memoria corta, cioè con una risposta del velivolo al comando di barra caratterizzata da una variazione rapida di assetto seguita da una velocità angolare residua (Figura 4).

Un esempio dei risultati ottenuti, in termini di valutazione numerica del pilota, è riportato nella fig. 5.

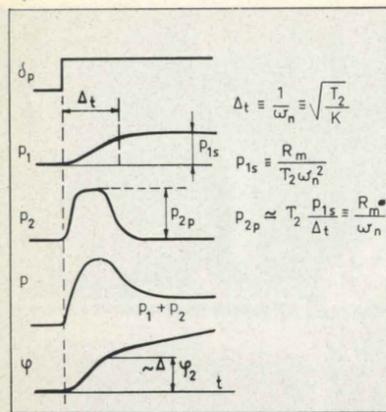


Fig. 4a - Configurazione del transitorio di un sistema di comando di assetto a memoria corta.



Fig. 4b - Confronto delle risposte indicali in velocità angolare di tre tipi di sistemi di comando.

A questo proposito è bene ricordare che il metodo più efficace per giudicare la controllabilità di un sistema è la valutazione del pilota espressa ad esempio secondo la scala di Cooper (Fig. 6) e giustificata da un commento qualitativo; in genere tutte le valutazioni effettuate sulla base delle registrazioni di grandezze tipiche si sono rivelate fallaci.

COMANDO DI ASSETTO A MEMORIA CORTA VALUTAZIONE DEI PILOTI SUL CONTROLLO LATERALE

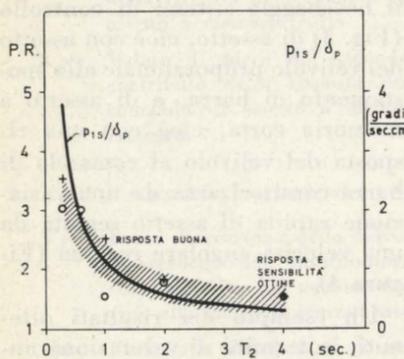


Fig. 5a.

$f_n = 0,6$ c.p.s. $\zeta = 0,7$ $A q_a / \delta_p = 1,13/cm$

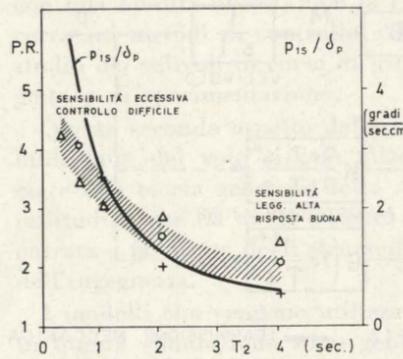


Fig. 5b.

$f_n = 0,4$ c.p.s. $\zeta = 0,7$ $A q_a / \delta_p = 2,55/cm$

Il programma di simulazione per la commessa G 95/4 è poi proseguito con l'allestimento del simulatore di gettosostentazione (Figura 7).

Nel campo del progetto il pregio della simulazione è dato dalla possibilità di eseguire una sperimentazione simulata del velivolo quando questo è ancora sulla carta o è realizzato solo in alcuni dei suoi componenti.

Attraverso questa sperimentazione è possibile trarre una correlazione tra il comportamento dinamico del velivolo e le sue caratteristiche meccaniche aerodinamiche ed inerziali, è possibile ricercare quali sono le eventuali con-

dizioni di volo critiche per la struttura, la stabilità od il pilota e pertanto diviene anche possibile modificare il progetto per renderlo adeguato ai requisiti di qualità di volo e di navigabilità in generale.

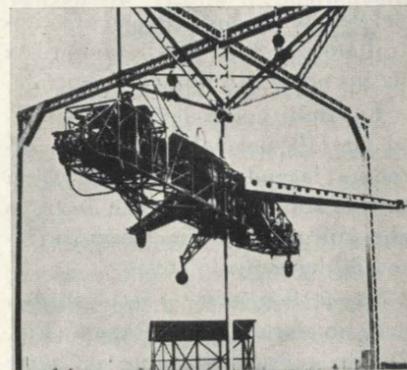


Fig. 7 - Simulatore di gettosostentazione.

Si consideri ad esempio lo studio della raffica verticale: le possibilità di simulazione hanno consentito di studiare a terra quanto veramente succede in volo, tenendo conto delle reali caratteristiche di aleatorietà della turbolenza e della risposta completa del velivolo che dipende sia dal proprio moto verticale sia da quello di beccheggio; e quindi non soltanto dall'assetto derivato dalla composizione della velocità orizzontale con quella verticale di raffica, come veniva precedentemente

<p>CONTROLLABILE CAPABLE OF BEING CONTROLLED OR MANAGED IN CONTEXT OF MISSION, WITH AVAILABLE PILOT ATTENTION.</p> <p>UNACCEPTABLE DEFICIENCIES WHICH REQUIRE MANDATORY IMPROVEMENT. INADEQUATE PERFORMANCE FOR MISSION EVEN WITH MAXIMUM FEASIBLE PILOT COMPENSATION.</p> <p>UNCONTROLLABILE CONTROL WILL BE LOST DURING SOME PORTION OF MISSION</p>	<p>ACCEPTABLE MAY HAVE DEFICIENCIES WHICH WARRANT IMPROVEMENT BUT ADEQUATE FOR MISSION. PILOT COMPENSATION, IF REQUIRED TO ACHIEVE ACCEPTABLE PERFORMANCE, IS FEASIBLE.</p>	<p>SATISFACTORY MEETS ALL REQUIREMENTS AND EXPECTATIONS. GOOD ENOUGH WITHOUT IMPROVEMENT. CLEARLY ADEQUATE FOR MISSION.</p>	<p>EXCELLENT, HIGHLY DESIRABLE</p>	A1
			<p>GOOD, PLEASANT, WELL BEHAVED</p>	A2
			<p>FAIR, SOME MILDLY UNPLEASANT CHARACTERISTICS. GOOD ENOUGH FOR MISSION WITHOUT IMPROVEMENT.</p>	A3
			<p>SOME MINOR BUT ANNOYING DEFICIENCIES. IMPROVEMENT IS REQUESTED. EFFECT ON PERFORMANCE IS EASILY COMPENSATED FOR BY PILOT.</p>	A4
		<p>UNSATISFACTORY RELUCTANTLY ACCEPTABLE DEFICIENCIES WHICH WARRANT IMPROVEMENT. PERFORMANCE ADEQUATE FOR MISSION WITH FEASIBLE PILOT COMPENSATION.</p>	<p>MODERATELY OBJECTIONABLE DEFICIENCIES. IMPROVEMENT IS NEEDED. REASONABLE PERFORMANCE REQUIRES CONSIDERABLE PILOT COMPENSATION.</p>	A5
			<p>VERY OBJECTIONABLE DEFICIENCIES. MAJOR IMPROVEMENTS ARE NEEDED. REQUIRES BEST AVAILABLE PILOT COMPENSATION TO ACHIEVE ACCEPTABLE PERFORMANCE.</p>	A6
			<p>MAJOR DEFICIENCIES WHICH REQUIRE MANDATORY IMPROVEMENT FOR ACCEPTANCE. CONTROLLABLE PERFORMANCE INADEQUATE FOR MISSION, OR PILOT COMPENSATION REQUIRED FOR MINIMUM ACCEPTABLE PERFORMANCE IN MISSION IS TOO HIGH.</p>	U7
			<p>CONTROLLABLE WITH DIFFICULTY. REQUIRES SUBSTANTIAL PILOT SKILL AND ATTENTION TO RETAIN CONTROL AND CONTINUE MISSION.</p>	U8
			<p>MARGINALLY CONTROLLABLE IN MISSION. REQUIRES MAXIMUM AVAILABLE PILOT SKILL AND ATTENTION TO RETAIN CONTROL.</p>	U9
			<p>UNCONTROLLABILE IN MISSION.</p>	U10

Fig. 6 - Pilot rating scale.

considerato nello studio teorico della raffica discreta.

Dall'elaborazione statistica di registrazione della risposta del velivolo alla raffica continua (Fig. 8), particolarmente importante nel volo a bassa quota ed alta velocità, è stato possibile trovare dei criteri di valutazione delle condizioni di sopportabilità del pilota nell'esecuzione della missione del velivolo.

Un altro esempio tipico di questi problemi è illustrato nella fig. 9 che riguarda lo studio del comportamento del G 222 a seguito di una improvvisa piantata di motore appena dopo il decollo, nell'ipotesi che il pilota, simulato con un modello analogico, controlli in modo continuo l'assetto laterale ed azioni il timone a fondo corsa con un ritardo di tempo variabile.

La possibilità di governare direzionalmente il velivolo in queste condizioni ha determinato il dimensionamento dell'impennaggio verticale.

L'adozione dei simulatori di volo ha avuto una grande importanza soprattutto sulla possibilità di valutazione delle Qualità di Volo da parte del pilota in sede di progetto.

Le caratteristiche di controllo dei velivoli di configurazione nuova, quali gli S/VTOL od i supersonici ed i giganti da trasporto, non possono infatti essere valutati con, o soltanto con, i parametri tipici delle Qualità di Volo che rappresentano il frutto di esperienze passate su velivoli di configurazione classica.

È quindi necessario accompagnare gli studi teorici a sperimentazioni al simulatore in modo da avvicinare quanto più possibile la realtà del volo ed evitare costosi e pericolosi errori di progetto.

Ma anche nello studio dei velivoli di concezione più tradizionale, la sperimentazione al simulatore viene ora a trovare impiego sia perchè consente di disegnare un velivolo di caratteristiche migliori, e più competitive, sia perchè

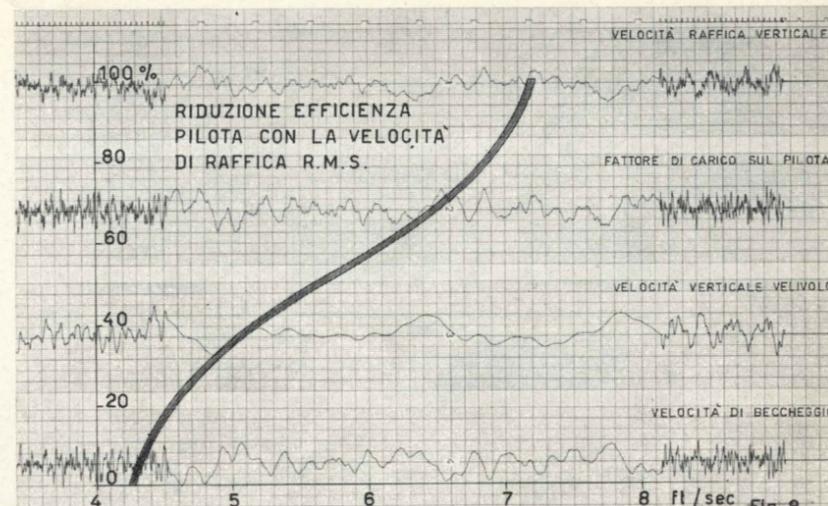


Fig. 8.

G 222 - PIANTATA MOTORE AL DECOLLO

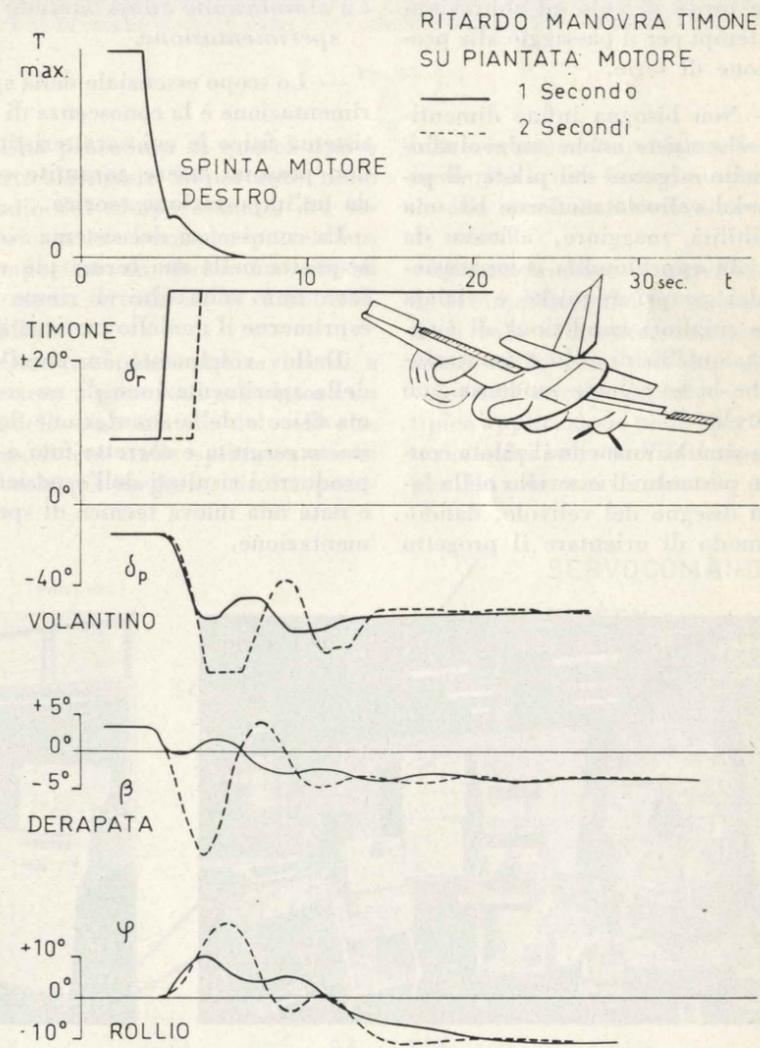


Fig. 9.

G 91Y - SCHEMA COMANDO LONGITUDINALE

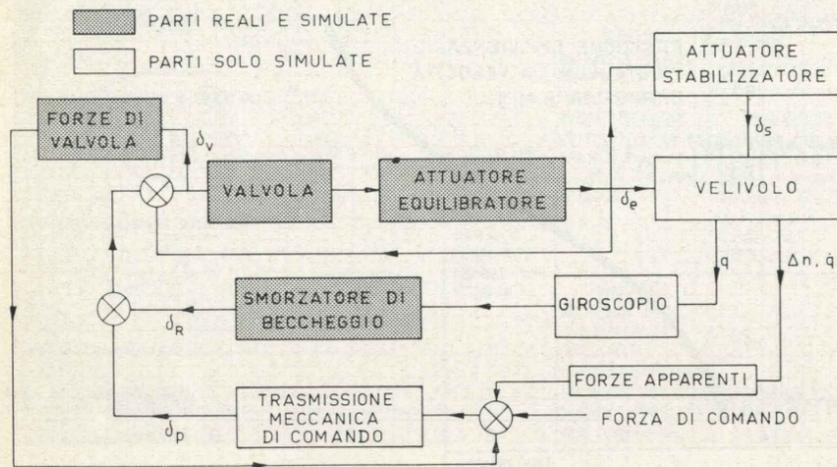


Fig. 10.

fornisce una migliore garanzia del comportamento del velivolo al vero, risparmiando pertanto parte delle prove di volo ed abbreviando i tempi per il passaggio alla produzione di serie.

— Non bisogna infine dimenticare che esiste anche un'evoluzione nelle esigenze dei piloti; il pilota del velivolo moderno ha una sensibilità maggiore, affinata da una più approfondita comprensione dei propri requisiti e viziata dalle migliori condizioni di sicurezza, qualità di volo e prestazioni che la tecnologia moderna può offrirgli.

La simulazione con il pilota consente pertanto di inserirlo nella fase di disegno del velivolo, dandogli modo di orientare il progetto

anche secondo le esigenze di buona controllabilità.

La simulazione come metodo di sperimentazione.

— Lo scopo essenziale della sperimentazione è la conoscenza di un sistema fisico le cui caratteristiche non possono essere garantite solo da un'impostazione teorica.

La conoscenza del sistema viene acquisita nella sua forma più efficace una volta che si riesce ad esprimerne il modello matematico.

Dallo svolgimento in parallelo della sperimentazione di un sistema fisico e della simulazione dello stesso eseguita e corretta fino a riprodurre i risultati dell'esperienza è nata una nuova tecnica di sperimentazione.

La simulazione infatti fornisce il comportamento di un sistema opportunamente eccitato e di cui è noto il modello matematico impostato sul calcolatore.

La sperimentazione fornisce il comportamento vero del sistema vero: è chiaro che se si riesce a correggere il modello teorico del sistema fino a fornire le stesse risposte del sistema vero, quando viene sottoposto alle stesse eccitazioni nel campo di interesse della ricerca, si può dire di avere raggiunto la conoscenza pratica del modello matematico del sistema.

In particolare una procedura di questo tipo, obbligando ad un confronto sistematico a ciclo chiuso tra previsioni teoriche e risultati sperimentali, si rivela la più fruttuosa ai fini dell'acquisizione di una reale esperienza: vengono infatti messi in evidenza gli errori di impostazione teorica, ne vengono individuate le cause e le correzioni, per cui si viene a formare una nuova piattaforma di conoscenza, di carattere integrato sperimentale e teorico, che costituisce una vera base per lo sviluppo di futuri progetti.

— Una tecnica di sperimentazione come quella sopra indicata è stata impiegata nello studio e nell'ottimizzazione del comando longitudinale e dello smorzatore artificiale di beccheggio del G 91 Y, di cui viene dato lo schema nella fig. 10.

Data la sistemazione dell'attua-



Fig. 11 - G 91 Y: installazione di prova del servocomando equilibratore e dello smorzatore di beccheggio.

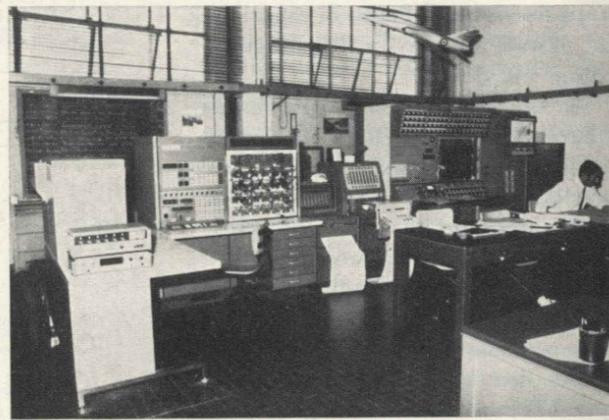


Fig. 12 - G 91 Y: calcolatore analogico impiegato nella simulazione del comando longitudinale.

tore dello smorzatore lungo la linea di comando che fa capo alla barra, risultano di particolare importanza le forze che nascono nella valvola del servocomando di potenza per effetto dell'eccitazione del damper e che possono dare reazioni sulla barra di comando.

È stata perciò svolta una sperimentazione (Fig. 11) parallela alla simulazione sul calcolatore (Fig. 12) atta a definire il comportamento dinamico dell'attuatore di potenza.

Anzitutto si è fatta una ricerca della funzione caratteristica di portata della valvola, espressa dalla velocità di spostamento dell'attuatore, in funzione della sua apertura.

In Fig. 13 viene confrontata la forma d'onda simulata dell'apertura valvola ottenuta con i dati teorici della valvola, quella conseguita dopo la correzione della simulazione e quella rilevata dall'attuatore vero.

Le caratteristiche di portata della valvola si sono rilevate alquanto diverse da quelle di prima impostazione (fig. 14).

Si è passati quindi alla ricerca delle caratteristiche di forza della valvola di cui si danno nella fig. 15 le registrazioni di confronto tra la prima impostazione teorica, la correzione definitiva ed i rilievi al vero, nel campo delle basse e delle alte frequenze di eccitazione.

Risulta evidente dall'esame delle registrazioni che l'estrema irregolarità delle forme d'onda non avrebbe consentito di acquisire la conoscenza delle caratteristiche di forza di reazione della valvola con un metodo diverso dalla simulazione in parallelo, come ad esempio con quello delle funzioni descrittive.

— Questa tecnica di sperimentazione ha anche trovato da tempo un impiego molto importante nel campo della sperimentazione di volo dei prototipi, perchè consente di rilevare le caratteristiche del velivolo per mezzo della successiva correzione del suo modello matematico effettuata al fine di ottenere le stesse risposte rilevate in volo con eccitazioni opportunamente studiate.

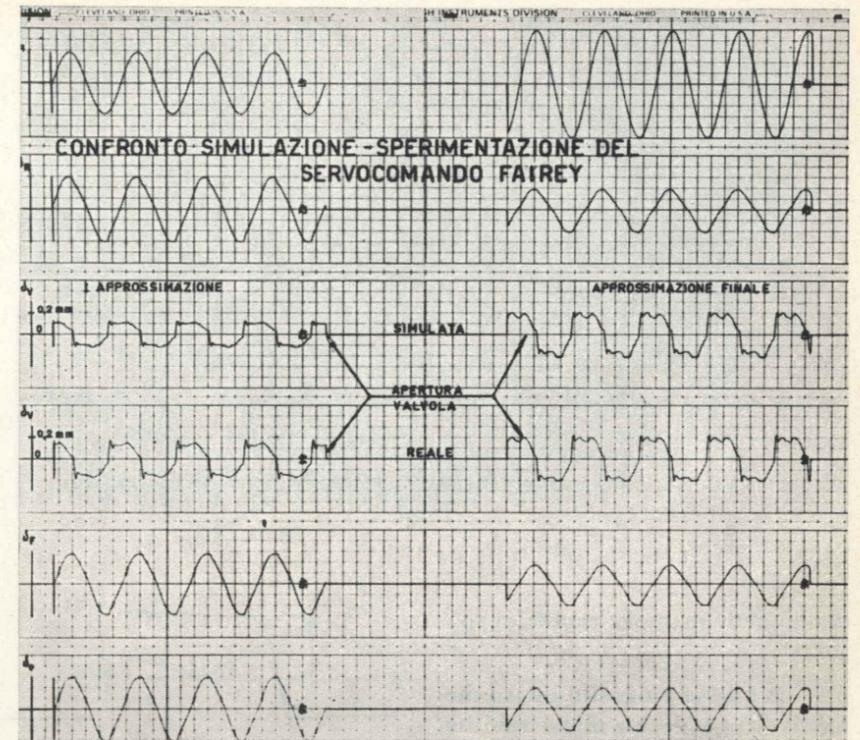


Fig. 13.

Una procedura di questo tipo è particolarmente importante nello studio del comportamento del velivolo in manovre che potrebbero comportare un rischio in volo di carattere strutturale o di controllabilità.

Qualora infatti si sia riusciti a mettere a punto sul calcolatore un modello matematico del velivolo, convalidato dalle sperimentazioni di volo già eseguite, risulta possi-

bile eseguire sul simulatore le manovre più ardite fornendo una guida alla sperimentazione successiva di volo.

Questo processo di convalidazione al simulatore dei precedenti dati di volo e di successiva simulazione nelle aree dell'impiego di volo non ancora esplorate, trova tipica applicazione nella sperimentazione dei velivoli VTOL oppure, per il volo convenzionale, nello

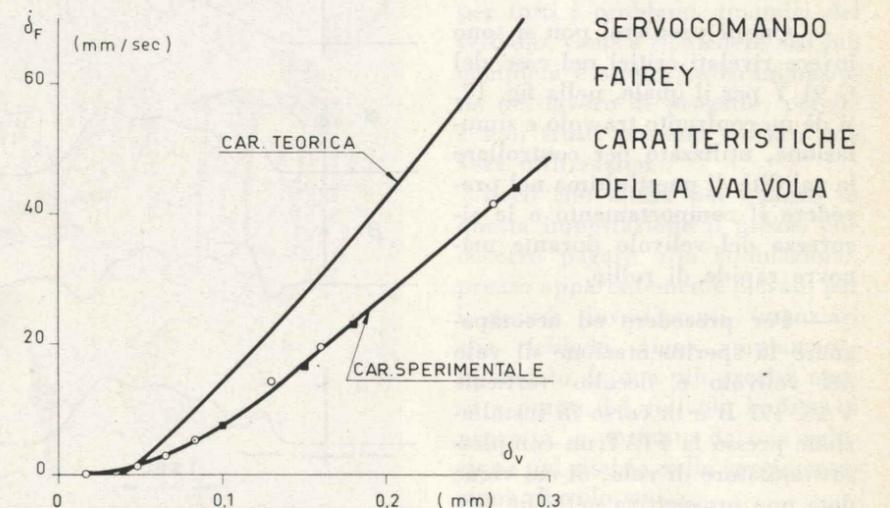


Fig. 14.

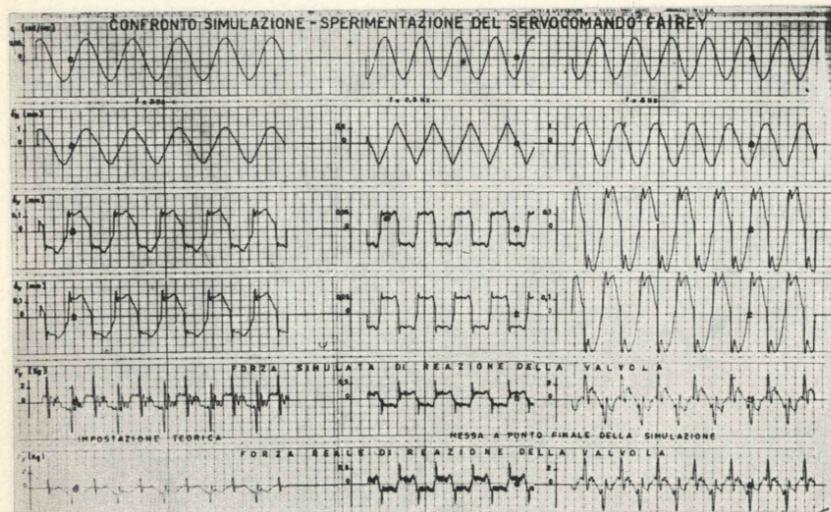


Fig. 15.

è stata scelta in modo da fornire al pilota la riproduzione delle sensazioni di volo essenziali per il controllo del velivolo al vero.

La cabina quindi, oltre ad avere una strumentazione di volo completa, è dotata di comandi con sensibilità artificiale controllata dal calcolatore che riproduce sforzi di comando uguali a quelli al vero.

Al pilota viene proiettata su uno schermo frontale l'immagine dell'ambiente esterno ripresa da una telecamera che inquadra un modello di terreno seguendo in similitudine la stessa traiettoria del velivolo al vero.

studio delle manovre rapide di rollio.

— A questo proposito è noto che i velivoli con elevata manovrabilità laterale e forti differenze di momenti principali d'inerzia, possono andare incontro a divergenze di assetto in condizioni particolari di manovra a causa dei forti momenti giroscopici che nascono in conseguenza delle velocità angolari che si sviluppano a seguito della manovra di rollio.

Questo fenomeno è illustrato nella fig. 16, nella quale si rileva chiaramente una divergenza di assetto longitudinale provocata dai fenomeni di accoppiamento inerziale di rollio in un velivolo d'attacco con forte distribuzione di massa nella fusoliera.

— Questi problemi non si sono invece rivelati critici nel caso del G 91 Y per il quale, nella fig. 17, si dà un confronto tra volo e simulazione, utilizzato per controllare la validità di quest'ultima nel prevedere il comportamento e la sicurezza del velivolo durante manovre rapide di rollio.

— Per precedere ed accompagnare la sperimentazione di volo del velivolo e decollo verticale VAK 191 B è in corso di installazione presso la FIAT un complesso simulatore di volo, di cui viene data una prospettiva nella fig. 18.

La composizione del simulatore

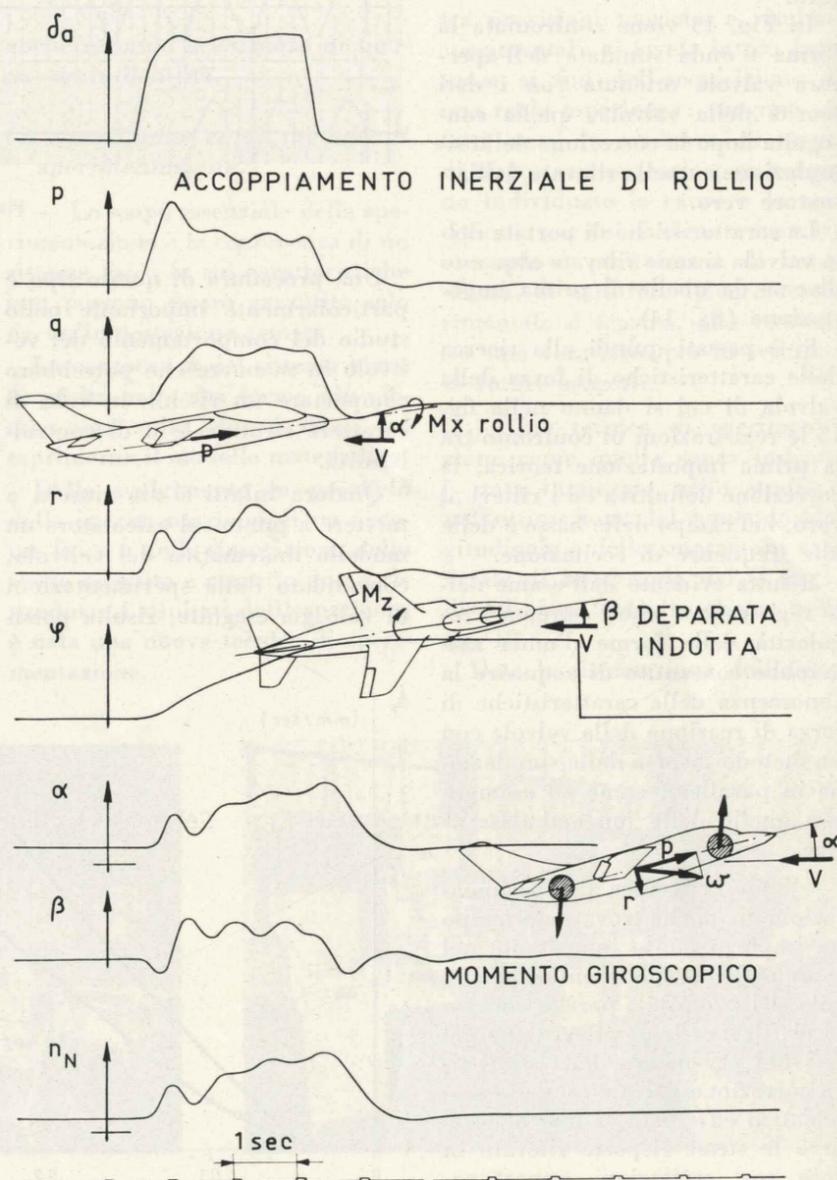


Fig. 16.

Infine per togliere al pilota il senso di artificialità della sola immagine visuale la cabina viene montata su una piattaforma mobile in rollio, beccheggio e parzialmente in elevazione.

Conclusioni.

Da questa rapida panoramica sui metodi e la finalità della simulazione si sono messe in luce la quantità e l'importanza dei risultati che si possono acquisire sia nel campo della ricerca di base sia nella definizione del progetto di un nuovo velivolo.

Occorre però precisare che affinché i risultati conseguiti siano veramente affidabili e capaci di influire sul progetto, è necessario che la simulazione venga effettuata in modo approfondito e che, naturalmente, i dati di impostazione siano a loro volta affidabili.

Questo è un problema molto importante per la simulazione di volo perchè richiede che la conoscenza matematica di quelle componenti del velivolo, che, nelle sue diverse configurazioni, influiscono sul suo comportamento dinamico, venga acquisita in un tempo sufficientemente anticipato rispetto alla definizione finale del disegno del velivolo.

In altre parole la simulazione oltre a rappresentare una nuova

G 91 Y - MANOVRE DI ROLLIO - CONFRONTO SIMULAZIONE - PROVE DI VOLO

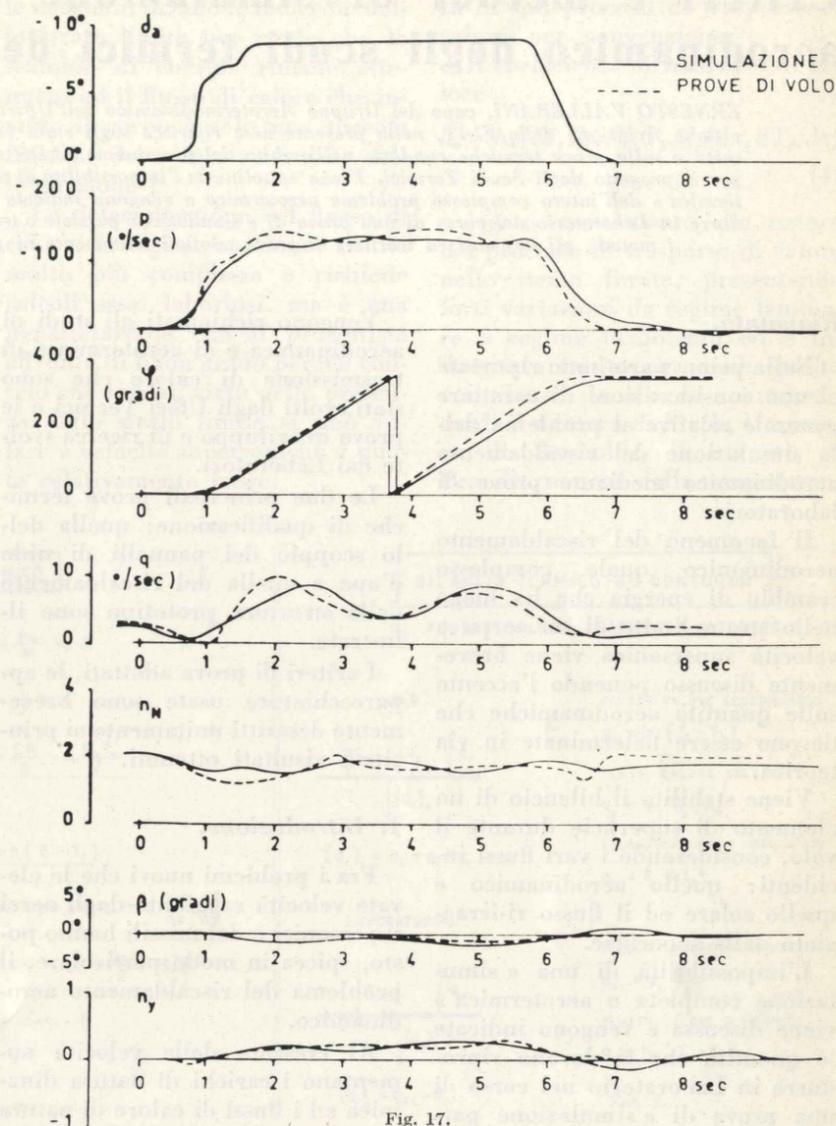


Fig. 17.

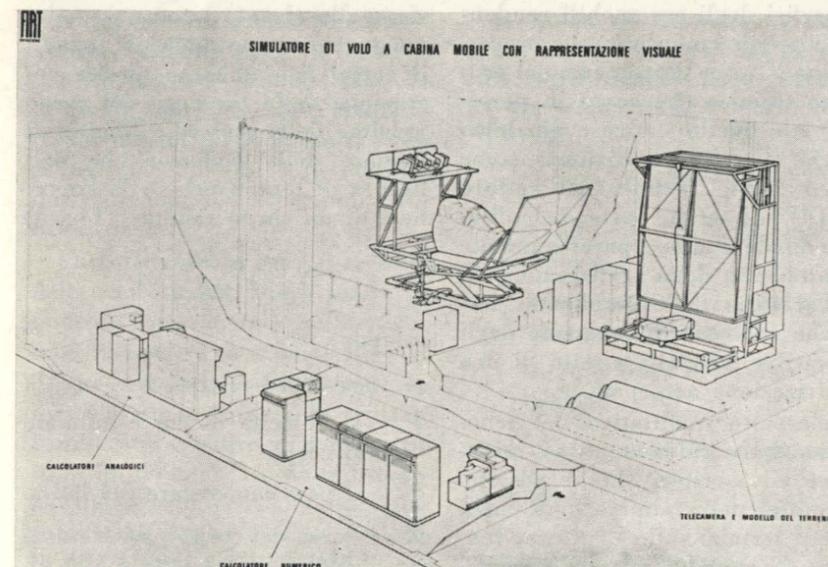


Fig. 18.

metodologia intermedia tra il calcolo e la sperimentazione di volo per tutti i problemi dinamici del velivolo, viene a richiedere una più completa e stretta programmazione del lavoro di progetto, perchè i suoi frutti possano trovare una vera utilizzazione.

Ecco che allora nel quadro di questa impostazione il prezzo che occorre pagare alla simulazione, prezzo apparentemente elevato per i grandi investimenti finanziari che richiede, viene ampiamente bilanciato da una più precisa messa a punto del velivolo in fase di progetto, e pertanto da una riduzione del rischio nella sperimentazione di volo stessa.

Antonio Filisetti

Criteri e metodi di simulazione del riscaldamento aerodinamico degli scudi termici del vettore ELDO A

ERNESTO VALLERANI, capo del Gruppo Aerodinamico dell'Ufficio Studi Speciali della Divisione Aviazione della FIAT, nella presente nota riferisce sugli studi relativi al riscaldamento aerodinamico e sulle prove termiche condotte nell'ambito del programma ELDO dalla FIAT - Divisione Aviazione per il progetto degli Scudi Termici. Viene sottolineata l'impossibilità di una simulazione « completa o aerotermica » dell'intero complesso problema aerotermico e vengono indicate le quantità che si devono riprodurre in Laboratorio nel corso di una prova di « simulazione parziale o termica ». Sono brevemente descritti i metodi, gli impianti ed i criteri di prova adottati unitamente ai principali risultati ottenuti.

Riassunto.

Nella prima parte sono riportate alcune considerazioni di carattere generale relative al problema della simulazione del riscaldamento aerodinamico mediante prove di laboratorio.

Il fenomeno del riscaldamento aerodinamico quale complesso scambio di energia che ha luogo nello strato limite di un corpo a velocità supersonica viene brevemente discusso ponendo l'accento sulle quantità aerodinamiche che devono essere determinate in via teorica.

Viene stabilito il bilancio di un elemento di superficie durante il volo, considerando i vari flussi incidenti: quello aerodinamico e quello solare ed il flusso ri-irraggiato dalla superficie.

L'impossibilità di una « simulazione completa o aerotermica » viene discussa e vengono indicate le quantità che si devono riprodurre in Laboratorio nel corso di una prova di « simulazione parziale o termica ».

Sono brevemente analizzati i metodi a disposizione per la generazione di elevati flussi di calore richiesti per la simulazione; i vantaggi e svantaggi di ciascuno di essi sono discussi e la superiorità del metodo di irraggiamento a raggi infrarossi è posta in evidenza.

Vengono indicati i due criteri base per una simulazione termica: « Criterio del controllo della temperatura superficiale » e « Criterio di controllo del flusso di calore » e vengono riportati gli schemi logici di tali metodi di simulazione del riscaldamento.

Nella seconda parte viene brevemente trattato il problema della simulazione del riscaldamento aerodinamico degli Scudi Termici del vettore ELDO A.

Vengono richiamati gli studi di aerodinamica e di aerotermia e di trasmissione di calore che sono stati svolti dagli Uffici Tecnici e le prove di sviluppo e di ricerca svolte dai Laboratori.

Le due principali prove termiche di qualificazione: quella dello scoppio dei pannelli di nido d'ape e quella del riscaldamento della struttura prototipo sono illustrate.

I criteri di prova adottati, le apparecchiature usate sono brevemente descritti unitamente ai principali risultati ottenuti.

1. Introduzione.

Fra i problemi nuovi che le elevate velocità raggiunte dagli aerei supersonici e dai missili hanno posto, spicca in modo particolare, il problema del riscaldamento aerodinamico.

Al crescere della velocità aumentano i carichi di natura dinamica ed i flussi di calore di natura convettiva che si esercitano sulle superfici degli aeromobili rendendo vieppiù complicata la progettazione. Nasce il problema del progetto termico che corre in parallelo con quello statico e dinamico e che a volte condiziona, come negli Scudi Termici del vettore ELDO A, gran parte del disegno finale e nasce parallelamente il problema della realizzazione in Laboratorio delle condizioni termiche che costituiscono uno degli aspetti critici del progetto di una realizzazione aerospaziale.

L'aspetto qualitativo del fenomeno del riscaldamento aerodinamico ed i criteri che si possono adottare nella simulazione degli effetti termici sulle strutture, vengono brevemente descritti unitamente alle prove termiche condotte

dalla FIAT sulle Unità Prototipo degli Scudi Termici per la loro qualificazione.

2. Considerazioni generali relative al problema della simulazione del riscaldamento aerodinamico.

2.1 Descrizione qualitativa del fenomeno del « Riscaldamento Aerodinamico ».

Il problema del riscaldamento aerodinamico è strettamente connesso all'ottenimento delle velocità supersoniche; gli scambi di energia fra molecole del fluido e superficie del corpo danno origine ad un flusso di calore di natura convettiva che risulta dipendere dal numero di Mach e dal numero di Reynolds, vale a dire dalla velocità con la quale il corpo si muove e dalla densità e viscosità del mezzo entro il quale il moto avviene.

Consideriamo dapprima il moto di un oggetto in un mezzo estremamente rarefatto, quale l'atmosfera alle elevate quote, assumiamo perciò che le molecole urtanti il corpo non abbiano alcuna cognizione della presenza del corpo (regime delle molecole libere). Il numero delle molecole che nell'unità di tempo urtano la superficie di un corpo risulta: (Fig. 1)

$$N = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}}{\partial N} \cdot A$$

essendo:

- ρ_{∞} la densità del fluido
- V_{∞} la velocità di cui è animato il corpo
- ∂N il peso molecolare del fluido
- A l'area del corpo proiettata su di un piano normale alla direzione del moto.

Ciascuna molecola che urta la superficie del corpo possiede una energia cinetica

$$E = \frac{1}{2} \partial N V_{\infty}^2$$

che viene ceduta totalmente o in parte al corpo sotto forma di calore. Il flusso di calore incidente sulla superficie del corpo risulta pertanto:

$$q_a = \alpha \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^3}{2} \quad (1)$$

essendo α il coefficiente di accomodamento dello scambio di energia ($0 < \alpha < 1$).

Qualora suddetta legge fosse va-

attraverso ad un'onda d'urto che le decelera, urtano le molecole dello strato limite per modo che lo scambio di energia rimane attenuato ed il flusso di calore che investe il corpo è solo una piccola frazione del valore ricavabile dall'equazione 1.

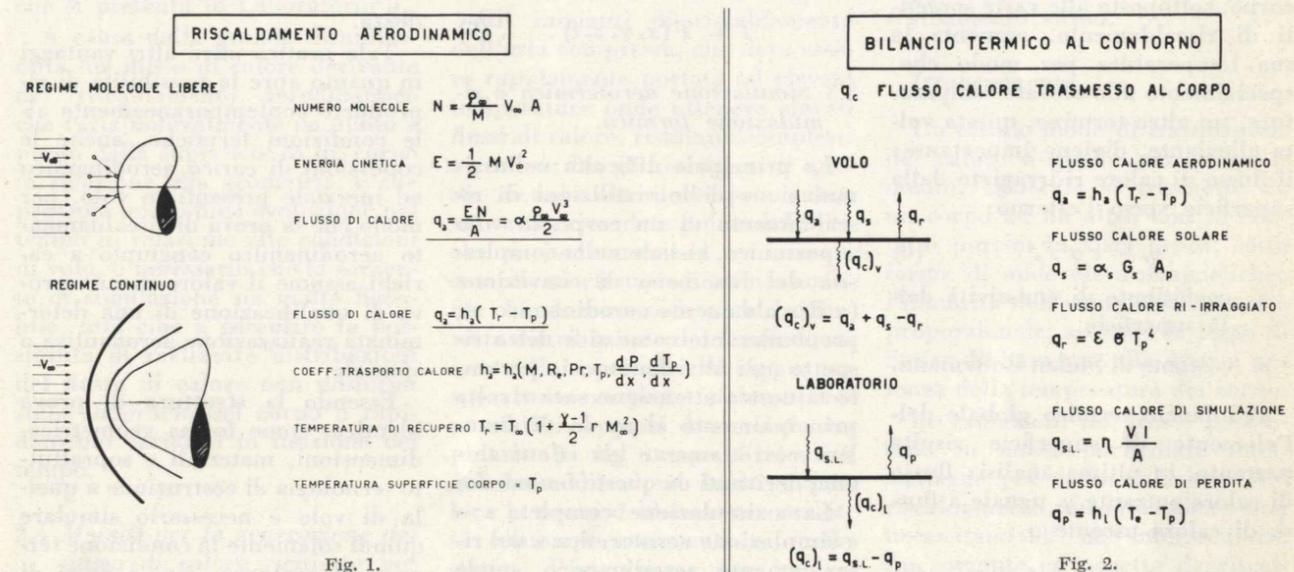
La determinazione del flusso di calore, in regime continuo, risulta molto più complessa e richiede calcoli assai laboriosi, ma è una penalizzazione che il progettista affronta di buon grado perchè conscio che solo in virtù della presenza dello strato limite si può volare a velocità supersoniche a quote relativamente basse.

equilibrio con il fluido, in presenza di soli processi di trasporto di calore per convezione.

Il coefficiente di trasporto di calore

$$h_a = h_a(M, Re, Pr, T_p, dp/dx, dT_p/dx) \quad (4)$$

è legato strettamente alla natura del processo di trasporto di calore nello strato limite, presentando forti variazioni da regime laminare a regime turbolento ed è influenzato inoltre in modo molto complesso da diversi parametri quali il numero di Mach, il numero di Reynolds, il numero di Prandtl, nonché dalla temperatura



lida anche alle quote più basse, appare evidente che, variando la densità in modo esponenziale con la quota, non vi sarebbe possibilità per nessun corpo di sopravvivere agli elevatissimi flussi termici derivanti dal volo supersonico alle basse quote.

Fortunatamente però al crescere della densità del fluido nuovi fenomeni intervengono nello scambio di energia fra particelle del fluido e superficie del corpo; attorno al corpo si crea lo « Strato Limite » vale a dire un sottile strato di fluido ritardato dalla presenza del corpo, che agisce come « Schermo Termico ». Le molecole non urtano direttamente il corpo, ma bensì, dopo essere passate

Il flusso di calore può essere rappresentato dall'equazione classica degli scambi di energia di natura convettiva, equazione di Newton:

$$q_a = h_a (T_r - T_p) \quad (2)$$

- h_a coefficiente di trasporto del calore
- T_r temperatura di ricupero (adiabatica di parete)
- T_p temperatura della parete del corpo.

La temperatura di ricupero

$$T_r = T_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} r M_{\infty}^2 \right) \quad (3)$$

rappresenta la temperatura che una superficie assume allorchè in

di parete e dalla forma del corpo.

Un altro effetto termico connesso alle elevate velocità è quello della radiazione della cappa di gas, compresi fra l'onda d'urto ed il corpo, verso la superficie del corpo. Tale effetto risulta però trascurabile nei regimi di volo connessi all'attraversamento dell'atmosfera e pertanto non verrà considerato (questo effetto risulta invece fondamentale nel caso del rientro dall'atmosfera).

2.2 Bilancio Termico di un elemento di superficie durante il volo.

La superficie di un corpo è sottoposta, oltre al flusso di calore convettivo e raggiante di natura

aerodinamica, anche al flusso di calore solare, (Fig. 2) la cui intensità risulta:

$$q_s = \alpha_s G_s A_p \quad (5)$$

essendo:

- α_s coefficiente di assorbimento della superficie
- G_s costante di irraggiamento solare
- A_p fattore geometrico di forma.

L'intensità di detto flusso di calore è generalmente trascurabile rispetto a quella del flusso aerodinamico, eccezion fatta che alle elevate quote per regimi debolmente supersonici.

Durante il volo la superficie del corpo, sottoposta alle varie sorgenti di riscaldamento, aumenta la sua temperatura per modo che, specialmente alle elevate temperature, un altro termine, questa volta alleviante, diviene importante: il flusso di calore ri-irraggiato dalla superficie verso l'esterno:

$$q_r = \varepsilon \sigma T_p^4 \quad (6)$$

- ε coefficiente di emissività della superficie
- σ costante di Stefan Boltzmann.

Il bilancio termico globale dell'elemento di superficie risulta pertanto, in ultima analisi: flusso di calore entrante q_i uguale a flusso di calore uscente q_c :

$$q_i = q_a + q_s - q_r = q_c \quad (7)$$

ovvero

$$q_c = h_a (T_r - T_p) + \alpha_s G_s A_p - \varepsilon \sigma T_p^4 \quad (8)$$

Vale a dire il calore q_c trasmesso all'interno dell'elemento e che l'elemento assorbe con la sua capacità termica risulta, istante per istante, la somma algebrica del flusso di calore di origine aerodinamica, del flusso di calore solare e del flusso ri-irraggiato.

Detto flusso di calore trasmesso all'elemento, attraverso la sua superficie, ne causa l'aumento di temperatura, aumento che in virtù del ruolo che la temperatura superficiale T_p gioca nei termini di convezione aerodinamica e di irraggiamento, provoca una riduzione del flusso netto incidente e

quindi del flusso trasmesso all'interno della struttura.

L'equazione del bilancio termico dell'elemento di superficie (Eq. 8) costituisce la condizione al contorno, che unitamente alla condizione iniziale di distribuzione uniforme di temperatura nel corpo, permette la soluzione dell'equazione di Fourier che regge la trasmissione del calore per conduzione all'interno dell'elemento strutturale.

Dalla soluzione dell'equazione di Fourier si ottiene in relazione alla geometria dell'elemento ed alle caratteristiche termofisiche del materiale di cui è costituito, la distribuzione spaziale e temporale della temperatura del corpo:

$$T = T(x, y, z, t) \quad (9)$$

2.3 Simulazione aerotermica e simulazione termica.

La principale difficoltà nella simulazione delle condizioni di riscaldamento di un corpo in volo supersonico, risiede nella complessità del fenomeno di convezione (« Riscaldamento aerodinamico »), preponderante come si è detto rispetto agli altri fenomeni; pertanto la nostra attenzione sarà rivolta principalmente al modo di simulare correttamente gli effetti termici derivanti da questo fenomeno.

La « simulazione completa » o « simulazione aerotermica » del riscaldamento aerodinamico, quale fenomeno interessante gli scambi di energia fra fluido e corpo attraverso allo strato limite e la risposta della struttura all'input termico, ottenuta facendo ricorso alle gallerie del vento supersoniche è ovviamente preclusa ai modelli in vera grandezza date le grandi dimensioni. Risulta altresì pressoché impossibile anche l'uso di modelli in scala ridotta a causa delle grandi difficoltà che si incontrano nel tentativo di soddisfare contemporaneamente alle leggi di similitudine aerodinamica e termica.

Ci si deve pertanto accontentare di una « simulazione parziale » o « simulazione termica » dei soli fenomeni di trasmissione del calore all'interno della struttura, assumendo note le quantità aerodinamiche h_a e T_r definite in via pura-

mente teorica. Non si simula cioè l'intero fenomeno nella sua natura aerodinamica e termica, bensì solamente gli effetti del riscaldamento aerodinamico vengono riprodotti in Laboratorio.

Tali effetti possono essere simulati in Laboratorio riproducendo, non importa con quale mezzo, dei flussi di calore che producano nella struttura un campo di temperatura uguale a quello che si stabilisce durante il volo.

A causa delle serie difficoltà che insorgono nel simulare correttamente con un modello la fase transitoria del riscaldamento, generalmente conviene eseguire la « simulazione termica » su di un prototipo della struttura, in vera grandezza.

Tale pratica offre altri vantaggi in quanto apre la possibilità di riprodurre contemporaneamente alle condizioni termiche, anche le condizioni di carico aerodinamico ed inerziale presenti in volo, per modo che la prova di riscaldamento aerodinamico congiunto a carichi assume il valore di una prova di qualificazione di una determinata realizzazione aeronautica o spaziale.

Essendo la struttura di prova identica, come forma geometrica, dimensioni, materiali e soprattutto tecnologia di costruzione a quella di volo è necessario simulare quindi solamente la condizione termica al contorno, cioè i flussi di calore alla superficie esterna del corpo. Vale a dire è necessario simulare in Laboratorio la distribuzione spaziale e temporale del flusso di calore totale incidente durante il volo su tutta la superficie del corpo. Il flusso di calore trasmesso all'interno della struttura durante la prova termica in Laboratorio deve risultare uguale a quello che si trasmette all'interno della struttura durante il volo:

$$[q_c(x, y, z = 0, t)]_{lab.} = [q_c(x, y, z = 0, t)]_{volo} \quad (10)$$

Nelle condizioni di « simulazione termica » in Laboratorio il bilancio termico globale dell'elemento di superficie risulta (Fig. 2)

$$q_{SL} - q_p = q_c \quad (11)$$

cioè il flusso di calore q_c fluente all'interno della struttura risulta uguale alla somma algebrica del flusso di calore q_{SL} emesso dalla sorgente di simulazione e del flusso di perdita q_p dovuto alla convezione ed all'irraggiamento verso l'ambiente.

L'intensità richiesta per la sorgente di simulazione deve pertanto risultare dall'eguaglianza delle equazioni 7 ed 11:

$$q_{SL} = q_a + q_s - q_r + q_p \quad (12)$$

vale a dire deve essere pari alla somma algebrica del flusso di calore aerodinamico q_a , del flusso solare q_s , del flusso di ri-irraggiamento q_r e del flusso di perdita che si presenta in Laboratorio q_p .

A causa della grande disuniformità del flusso di calore derivante dal riscaldamento aerodinamico che varia notevolmente da punto a punto della superficie di un corpo in relazione alla geometria, e che presenta una rapida evoluzione nel tempo in relazione alle condizioni di volo, è necessario che la sorgente di simulazione sia molto flessibile, atta cioè a garantire la possibilità di realizzare distribuzioni del flusso di calore non uniformi sulla superficie del corpo e rapidamente variabili in funzione del tempo.

2.4 Metodi per la generazione del flusso di calore richiesto per la simulazione termica.

Convezione forzata.

Come si è già detto la principale sorgente di calore nel processo del « Riscaldamento Aerodinamico » è di natura convettiva: il calore che si produce per attrito e per compressione nell'aria adiabente al corpo viene trasmesso per convezione forzata alla regione stagnante dello strato limite e da questo per conduzione alla struttura.

Dovendosi ricercare una fonte di calore per la simulazione del fenomeno è quindi logico che l'attenzione cada innanzitutto sui metodi di generazione di elevati flussi di calore, di natura convettiva.

Per una simulazione termica mediante convezione forzata posso-

no essere adottati liquidi o gas circolanti in un'intercapedine a contatto con la superficie del corpo; è sufficiente che la temperatura e la velocità del fluido siano tali che il coefficiente di adduzione sia uguale al coefficiente di trasporto di calore h_a e che la temperatura del fluido sia uguale a quella di ricupero T_r preassegnati.

I liquidi, pur presentando alcuni vantaggi in quanto richiedono velocità inferiori a parità di coefficiente di adduzione, comportano gravi complicazioni connesse all'impianto di prova e quindi in ultima analisi l'aria risulta essere ancora il mezzo più idoneo e conveniente per una simulazione di tipo convettivo.

Gli impianti di riscaldamento dell'aria compressa, che deve essere rapidamente portata ad elevate temperature onde ottenere elevati flussi di calore, risultano complessi e costosi; fra gli svantaggi di questo metodo altrimenti promettente, vanno ricordate poi le difficoltà che si riscontrano nel realizzare i complicati circuiti di alimentazione che devono assicurare la corretta distribuzione del flusso di calore sulla superficie del corpo, ma soprattutto va posta in luce l'impossibilità o quasi di regolare rapidamente nel tempo l'intensità del flusso di calore. Inoltre, qualora la prova debba essere condotta contemporaneamente a quella statica, l'interazione dei due sistemi di prova provoca delle difficoltà a volte insormontabili.

Conduzione per contatto.

Il calore come è noto si trasmette facilmente per conduzione da un corpo solido ad un altro purché in contatto; è pertanto possibile realizzare il riscaldamento della superficie di un corpo mediante l'applicazione di elementi riscaldanti « Thermal blankets » costituiti da resistenze elettriche annegate in matrici isolanti e flessibili che possono essere applicati od incollati alla superficie del corpo, opportunamente adattandoli anche a complesse configurazioni.

Il problema cruciale è il contatto di questi elementi in quanto la formazione di bolle di aria o di

films di ossido può alterare la trasmissione del calore; si è quindi pensato anche di annegare la resistenza direttamente nella struttura al fine di garantire il contatto evitando anche la possibilità di scollamento derivante dalle deformazioni sotto carico e dalle dilatazioni termiche differenziali.

Una volta assicurato il contatto il metodo offre il vantaggio di permettere con facilità la realizzazione di una distribuzione qualsivoglia di flusso di calore nello spazio, dosando opportunamente le resistenze; difficile invece risulta la simulazione della variazione del riscaldamento nel tempo a causa del ritardo termico causato dalla capacità termica del sistema di riscaldamento stesso.

Irraggiamento.

Un ultimo modo di trasmissione del calore è quello per irraggiamento, l'energia si trasmette da un corpo ad un altro non in contatto purché in vista ottica, sotto forma di onde elettromagnetiche; l'intensità dell'energia raggiante è proporzionale, secondo la legge di Stefan Boltzmann, alla quarta potenza della temperatura del corpo.

Le radiazioni infrarosse presentano in modo particolare molti vantaggi per la simulazione del riscaldamento aerodinamico: non necessitano di un intermediario fra sorgente ed oggetto da riscaldare, passano attraverso all'aria senza aumentarne sensibilmente la temperatura, possono essere facilmente concentrate mediante riflettori per modo che è facile realizzare una assegnata distribuzione spaziale di flusso incidente e soprattutto consentono una immediata regolazione dell'intensità del flusso permettendo la simulazione di elevati gradienti.

L'energia incidente in parte viene assorbita dal corpo e trasformata in calore, in parte viene riflessa dalla superficie del corpo; il corpo riscaldato aumenta la sua temperatura dissipando quindi calore per ri-irraggiamento e convezione verso l'esterno.

Per ottenere elevati flussi di calore è necessario che la sorgente possieda una elevata temperatura,

la fonte di raggi infrarossi generalmente adottata è la lampada a filamento di tungsteno che offre molti vantaggi: elevate temperature di funzionamento, compattezza che permette il controllo della radiazione emessa mediante riflettori, piccola capacità termica che assicura risposte immediate alle variazioni di flusso richieste, e piccola perdita per convezione in virtù della presenza del bulbo di quarzo che isola la sorgente.

possibile, può essere fatta, qualsiasi sia la sorgente di calore adottata per la simulazione, sulla base di due diversi criteri: « Criterio di controllo del flusso di calore » e « Criterio di controllo della temperatura superficiale ».

a) Criterio del controllo del flusso di calore.

Richiamiamo lo scopo ultimo della simulazione del riscaldamento

del laboratorio. Pertanto in virtù delle equazioni 2, 5, 6 il flusso di calore richiesto per la simulazione in laboratorio risulta:

$$q_{SL} = h_a (T_r - T_p) + \alpha_s G_s A_p - \varepsilon \sigma T_p^4 + h_l (T_p - T_e) \quad (14)$$

La soluzione dell'equazione 14 è resa molto complicata a causa degli accoppiamenti dei modi di trasporto del calore all'interno della struttura ed alla sua superficie.

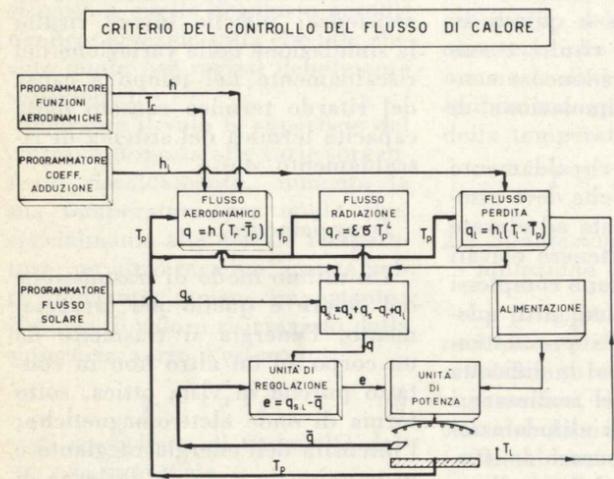


Fig. 3.

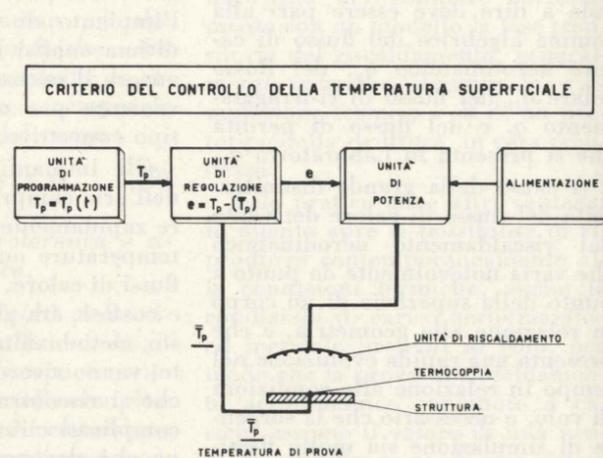


Fig. 4.

Dalla breve analisi cui si è fatto cenno appare che la simulazione per mezzo di irraggiamento nella banda dell'infrarosso permette più di ogni altro metodo di realizzare una distribuzione disuniforme nello spazio e rapidamente variabile nel tempo quale quella desiderata. Si aggiunga che alcuni fattori non considerati, quali il costo, la sicurezza, l'ingombro giocano tutti a favore di questo metodo che viene largamente usato, specialmente per la simulazione del riscaldamento in vera grandezza di unità molto grandi; suddetto sistema inoltre si presenta il più idoneo a consentire la realizzazione di un impianto di prova termica contemporanea a prove di carico statico.

2.5 Criteri per la « simulazione termica » mediante irraggiamento.

La « simulazione parziale o termica » del fenomeno del riscaldamento aerodinamico, che è l'unica

to di una struttura: riprodurre in Laboratorio una distribuzione spaziale e temporale delle temperature in modo corretto, identica cioè a quella che si genera in volo.

Al fine di ottenere in Laboratorio su di un prototipo una distribuzione di temperatura uguale a quella che si verifica su di una unità di volo, la quantità di simulare, come si è avuto modo di mostrare, è il flusso di calore irradiato sulla superficie:

$$q_{SL} = q_a + q_s - q_r + q_p$$

Il termine relativo alle perdite dovute a convezione ed irraggiamento verso l'ambiente del Laboratorio può essere valutato in base all'equazione

$$q_p = h_c (T_p - T_l) + h_r (T_p - T_l) = h_l (T_p - T_e) \quad (13)$$

essendo \$h_l\$ il coefficiente di trasmissione del calore globale che tiene conto dei due modi di trasmissione del calore ed essendo \$T_l\$ la tem-

Per poter definire a priori l'intensità del flusso di calore

$$q_{SL} = q_{SL}(x, y, z, = 0, t)$$

da somministrare al corpo durante le prove è necessario il calcolo della temperatura \$T_p = T_p(x, y, z = 0, t)\$ della superficie, calcolo che richiede delle assunzioni sulle caratteristiche termofisiche del materiale e che si fa complicato allorché la struttura ha forma complessa.

Una simulazione termica sulla base di assegnati flussi di calore equivale ad una simulazione sulla base di assegnate temperature superficiali ed in più presenta l'inconveniente derivante dal calcolo delle perdite di flusso presenti in Laboratorio. L'unica possibilità per una accurata simulazione termica che non si basi sui calcoli di trasmissione del calore che richiedono a loro volta dettagliate conoscenze delle proprietà termofisiche dei materiali, rimane quella della risoluzione dell'equazione del flus-

so richiesto sulla base dei valori \$T_p\$ effettivamente rilevati nel corso della prova stessa (operata in tempo reale da un calcolatore asservito al sistema di prova).

Lo schema di un sistema di simulazione, basato sul criterio del calcolo del flusso è riportato in fig. 3.

Le funzioni \$h_a = h_a(t)\$ e \$T_r = T_r(t)\$ definiti i parametri aerodinamici, coefficiente di trasporto di calore e temperatura di ricupero, e la

l'unità di potenza ad Ignitroni che fornisce l'energia richiesta all'unità di riscaldamento (Batterie di lampade a raggi infrarossi).

b) Criterio del controllo della temperatura superficiale.

Da quanto precedentemente esposto risulta che la temperatura superficiale del corpo \$T_p\$, riveste un ruolo fondamentale in tutti i processi di trasporto di calore ed è pertanto evidente che il parame-

legge locale di variazione della temperatura superficiale \$T_p\$ si deve dunque risolvere interamente il problema aerotermico nelle sue due parti essenziali: aerodinamica e termica.

Il criterio di controllo della temperatura superficiale presuppone il calcolo completo degli input aerodinamici e della trasmissione del calore nella struttura attraverso il quale è possibile definire in ogni punto della superficie del corpo il

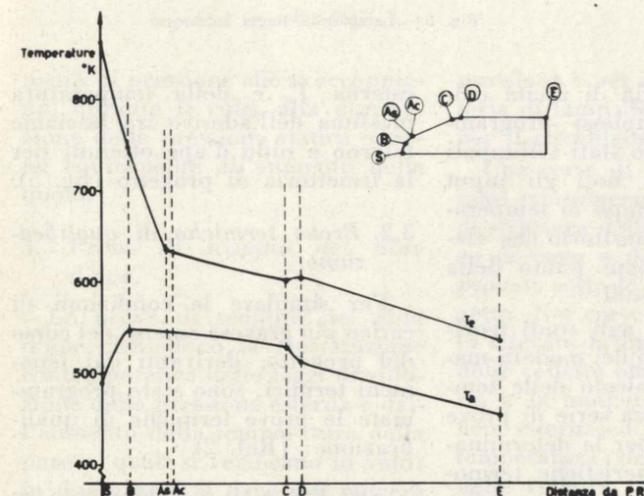


Fig. 5 - Distribuzione lungo una Generatrice delle Temperature Massime della faccia esterna (\$T_e\$) e dell'adesivo (\$T_a\$).

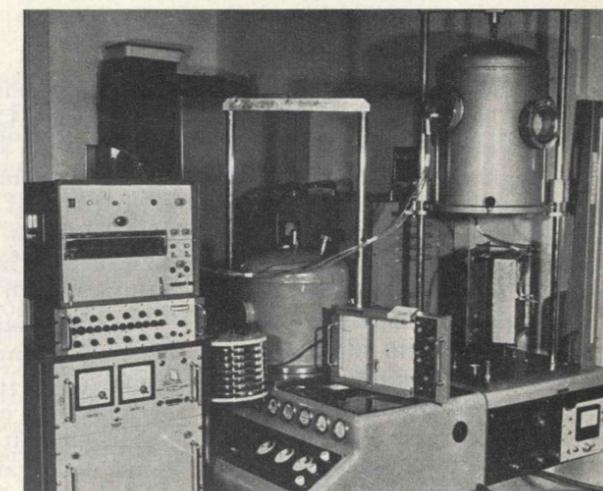


Fig. 6 - Impianto Prova Riscaldamento più Vuoto.

funzione \$q_s = q_s(t)\$ definente il flusso solare, sono programmati in tempo reale da un generatore di funzione (Unità di Programmazione).

La temperatura di riferimento della superficie \$T_p\$ e quella dell'ambiente \$T_l\$ vengono rilevate

istante per istante per modo che, mediante un calcolatore operante in tempo reale si può calcolare il flusso aerodinamico, quello di irraggiamento in volo e quello relativo alle perdite, che opportunamente sommati al flusso solare danno il flusso totale richiesto per la simulazione. Contemporaneamente viene rilevato mediante flusometro il flusso erogato alla struttura \$\bar{q}\$ ed una unità di regolazione opera mediante un amplificatore differenziale la differenza fra flusso richiesto e flusso erogato

$$e = q_{SL} - \bar{q} \quad (15)$$

questo segnale errore è inviato al

tro da controllare durante la simulazione del riscaldamento aerodinamico è proprio la temperatura di superficie \$T_p\$, ciò in virtù anche del fatto che i dati relativi alle misure in volo si riferiscono proprio a tale parametro.

È necessario in ogni punto della superficie del corpo ed in ogni istante riprodurre in Laboratorio la legge \$T_p = T_p(x, y, z = 0, t)\$ che si ottiene in volo.

Il fatto critico è che, come è accennato, il valore della temperatura di parete \$T_p\$ non risulta dipendere dal solo piano di volo in base al quale si possono definire in via puramente teorica i parametri aerodinamici \$T_r\$ ed \$h_a\$, bensì risulta dipendere oltre che dagli input aerodinamici anche dalla trasmissione del calore nelle strutture cioè dalla distribuzione delle masse termiche della struttura nonché dalle caratteristiche termiche del materiale. Per conoscere la

valore \$T_p = T_p(x, y, z = 0, t)\$ che deve essere riprodotto in Laboratorio.

Lo schema di un sistema di simulazione basato sul criterio del controllo della temperatura superficiale è riportato in fig. 4.

La funzione \$T_p = T_p(t)\$ definente le variazioni della temperatura locale della superficie nel tempo è programmata in tempo reale da un generatore di funzione (Unità di Programmazione). La temperatura \$T_p\$ rilevata durante la prova è istante per istante confrontata da una unità di regolazione che mediante un amplificatore differenziale opera la differenza fra temperatura richiesta e temperatura rilevata.

Questo segnale errore è inviato all'« Unità di Potenza » ad Ignitroni che fornisce l'energia richiesta all'Unità di Riscaldamento (Batteria di lampade a raggi infrarossi).

Entrambi i metodi quindi si ba-

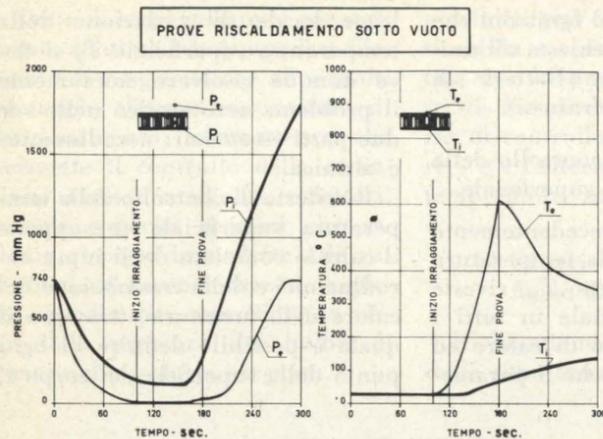


Fig. 7.

sano sull'assunzione dei dati aerodinamici dedotti in via teorica. Il metodo della temperatura richiede in aggiunta la conoscenza delle caratteristiche termofisiche dei materiali costituenti la struttura, necessaria per il calcolo della distribuzione della temperatura.

Il metodo di simulazione del riscaldamento basato sul criterio di controllo della temperatura è più semplice e preferibile nel caso di prove in vera grandezza su prototipo di notevoli dimensioni, specialmente allorchè la distribuzione dei flussi si presenta non uniforme sulla superficie del corpo ed allorchè si abbiano sufficienti informazioni dedotte in via teorica o sperimentale sulla distribuzione delle temperature nella struttura.

3. Simulazione degli effetti del riscaldamento aerodinamico degli Scudi Termici del vettore ELDO A.

3.1 Cenni sulla progettazione degli Scudi Termici dal punto di vista aerotermico.

La progettazione degli Scudi Termici del vettore ELDO A (Ref. 1, 2, 3) ha richiesto l'approfondimento di molti problemi, in primo luogo di quelli aerotermici (Ref. 4, 5, 6).

Sono stati eseguiti studi per la determinazione del campo aerodinamico non viscoso attorno al missile e studi per la determinazione, note le caratteristiche aerodinamiche al bordo esterno dello strato limite, dei flussi di calore incidenti nei vari punti degli scudi du-

rante la traiettoria di uscita dall'atmosfera. Complessi programmi di calcolo sono stati sviluppati per determinare, noti gli input aerotermici, il campo di temperatura in regime transitorio che viene generato in ogni punto della struttura degli scudi.

Parallelamente agli studi teorici ed allo sviluppo dei modelli matematici per il calcolo delle temperature una estesa serie di prove è stata condotta per la determinazione delle caratteristiche termofisiche (capacità termica, conducibilità termica, emissività superficiale) dei materiali costituenti la struttura, che per la sua particolare natura, di tipo sandwich, e per i materiali impiegati, resine fenoliche, risulta non convenzionale.

In base alle caratteristiche termiche rilevate sono stati eseguiti, per la traiettoria di progetto, i calcoli per la definizione delle dimensioni dei vari elementi del sandwich: fasciame esterno, nido d'ape, fasciame interno. Il dimensionamento, dal punto di vista termico, degli scudi è stato eseguito assegnando il massimo salto di temperatura della superficie interna ammissibile durante il volo $\Delta T_i = 20^\circ\text{C}$, ed assegnando, in relazione ai materiali adottati, il valore massimo della temperatura della pelle esterna $T_e = 800^\circ\text{K}$ e dell'adesivo fra pelle esterna e nido d'ape $T_c = 500^\circ\text{K}$.

Riportiamo a titolo di esempio quali risultati tipici quelli relativi alla distribuzione lungo una generatrice degli Scudi Termici della temperatura massima della pelle

esterna T_e e della temperatura massima dell'adesivo fra fasciame esterno e nido d'ape ottenuti per la traiettoria di progetto (fig. 5).

3.2. Prove termiche di qualificazione.

Per simulare le condizioni di carico più gravose emerse nel corso del progetto, derivanti dai fenomeni termici, sono state programmate le prove termiche di qualificazione: (Ref. 2)

- Prove di riscaldamento su prototipo in vera grandezza
- Prove di scoppio del nido d'ape, su pannello

mediante le quali si sono simulati gli effetti che il riscaldamento aerodinamico induce nella struttura.

La prova di riscaldamento su prototipo in vera grandezza ha lo scopo di verificare il comportamento della struttura soggetta alle massime sollecitazioni per dilatazione differenziale connesse al campo di temperatura che si stabilisce in volo a causa del riscaldamento aerodinamico.

Le prove di scoppio del nido d'ape su pannelli rappresentativi della struttura hanno lo scopo di verificare il comportamento delle strutture a nido d'ape soggette a condizioni critiche di progetto derivanti dalla formazione di una sovrappressione all'interno del nido d'ape. Il riscaldamento a volume costante, dell'aria contenuta nelle cellette del nido d'ape, provocato dall'aumento della temperatura della struttura genera degli au-

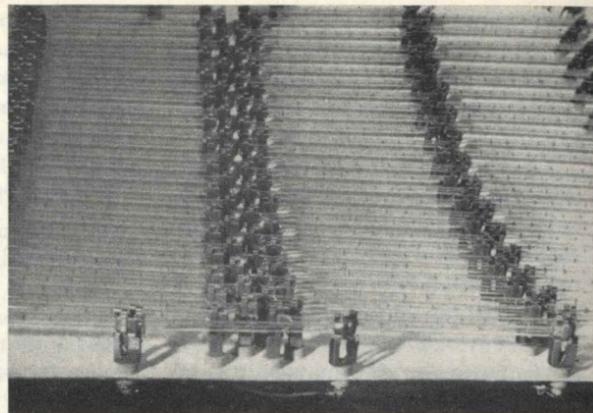


Fig. 8 - Lampade a Raggi Infrarossi.

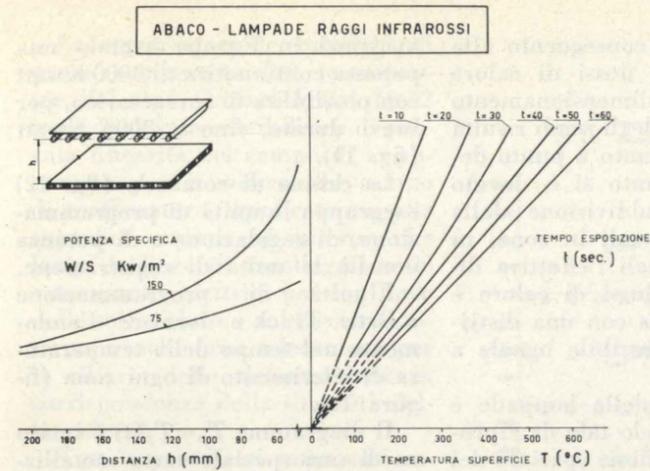


Fig. 9.

menti di pressione che si accoppiano, durante il volo, alla diminuzione della pressione statica esterna conseguente all'aumento della quota.

3.3 Prove di scoppio del nido d'ape.

Le prove di scoppio del nido d'ape richiedono la riproduzione contemporanea delle leggi di riduzione della pressione esterna e dall'aumento della temperatura della parete, quali si verificano in volo; in due minuti si deve raggiungere un vuoto dell'ordine di pochi millimetri e la temperatura dell'ordine dei 900 K.

A tutt'oggi in nessuna camera a vuoto di grandi dimensioni si può simulare una tale condizione e pertanto è stato giocoforza ricorrere ad una simulazione su campioni in una camera a vuoto di ridotte dimensioni, modificata per consentire una rapida caduta di

pressione e per alloggiare una batteria di lampade a raggi infrarossi per il riscaldamento (fig. 6).

Una serie di pannelli (300x300 mm) riproducenti un tratto tipico di struttura della calotta, del tronco di cono e del cilindro è stata provata sotto le condizioni di progetto. Nel corso delle prove è stata rilevata la pressione all'esterno delle cellette oltre che nella camera, e la temperatura della superficie esterna ed interna, nonché la temperatura dell'aria all'interno delle cellette.

La pressione all'interno delle cellette, in un primo tempo, scende mantenendosi più elevata di quella esterna poi, dopo l'inizio del riscaldamento risale mentre la pressione esterna scende a pochi mm di Hg (fig. 7).

I pannelli hanno superato positivamente tutte le prove mantenendosi perfettamente integri, non si sono verificati scollamenti dei

fasciami e le provette meccaniche ricavate da essi hanno dimostrato che gli incollaggi non hanno subito danneggiamenti.

3.4 Prove di riscaldamento degli Scudi Termici.

Le condizioni di progetto assai gravose dal punto di vista termico hanno subito messo in luce la necessità di una prova di riscaldamento degli scudi in vera grandezza.

Indagini preliminari svolte sui metodi di simulazione hanno condotto alla definizione dell'impianto di prova; quale metodo di generazione degli elevati flussi di calore è stato scelto, per le ragioni richiamate in precedenza, quello per irraggiamento.

Prima di affrontare la progettazione del complesso impianto per le prove di riscaldamento sono state effettuate estese prove preliminari.

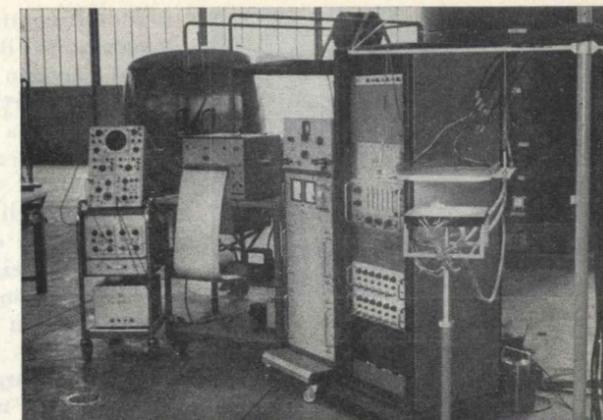


Fig. 10 - Impianto Pilota di Riscaldamento.

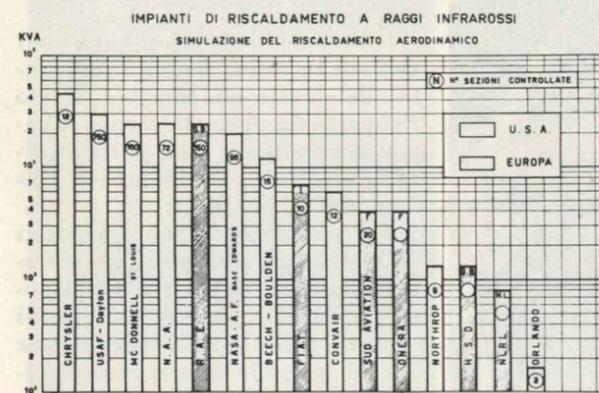


Fig. 11 - Confronto Impianti di Riscaldamento.



Fig. 12 - Cabina Comando Impianto Prove di Riscaldamento.



Fig. 13 - Programmatore di Funzione.

Sono state adottate, dopo varie ricerche, le lampade Philips 13195 X da 1 Kwatt.

Sudette lampade (fig. 8) consistono in un filamento di tungsteno centrato all'interno del bulbo di quarzo da dischi di tantalio, la sigillatura terminale è di molibdeno e costituisce la parte più delicata della lampada che può sopportare altresì elevati shock termici.

È stata stabilita (fig. 9) una correlazione fra la distanza della lampada dalla provetta, la temperatura superficiale della provetta e la potenza specifica irradiata che ha permesso di sviluppare un impianto pilota (fig. 10) mediante il quale è stata analizzata la possibilità di realizzare una distribuzione di lampade ed una alimentazione tale da riprodurre con accuratezza sufficiente la legge di variazione di temperatura T_p nei vari punti della struttura. Una estesa serie di pannelli di struttura sandwich 400x400 mm, rappresentanti la struttura tipica della calotta, del cono e del cilindro è stata provata. Attraverso ad una vasta strumentazione è stato possibile rilevare il campo di temperatura all'interno della struttura e confrontarlo con quello delle previsioni teoriche.

Superate le difficoltà, chiarite le incertezze è stato possibile affrontare il problema della simulazione del riscaldamento aerodinamico in vera grandezza su prototipo.

Il criterio del controllo della temperatura superficiale è stato adottato in quanto le prove termiche preliminari e i complessi programmi di calcolo sviluppati hanno dato una sufficiente confidenza nell'accuratezza delle previsioni delle temperature.

La distribuzione della tempera-

tura di progetto conseguente alla distribuzione dei flussi di calore ed al diverso dimensionamento delle varie parti degli scudi risulta disuniforme da punto a punto degli scudi e pertanto si è dovuto ricorrere alla suddivisione della superficie degli scudi in zone, in ciascuna delle quali l'effettiva distribuzione dei flussi di calore è stata approssimata con una distribuzione il più possibile uguale a quella reale.

La spaziatura delle lampade è stata scelta in modo tale da riprodurre la distribuzione spaziale dei flussi in ciascuna zona, la variazione nel tempo della temperatura è uguale per tutta la zona.

In ciascuna zona un punto di riferimento opportunamente scelto è stato assunto come rappresentativo per la regolazione effettuata mediante confronto dell'evoluzione della temperatura di feed back e di quella programmata.

Ciascuna zona è regolata da una unità di simulazione del tipo descritto in fig. 3 alimentata indipendentemente dalle altre.

La superficie degli scudi 23 m² è stata divisa in un primo tempo in 5 zone; successivamente tale numero è stato raddoppiato per consentire una maggiore flessibilità ed una più accurata regolazione.

L'impianto realizzato dalla FIAT D.A. è uno dei più importanti esistenti al mondo e fra i

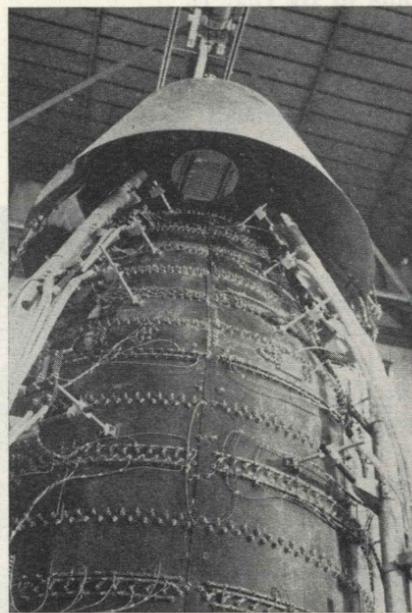


Fig. 14 - Impianto di Riscaldamento.

maggiori in Europa avendo una potenza continuativa di 3000 Kwatt con possibilità di sovraccarico, per brevi durate, fino a 7000 Kwatt (fig. 11).

La cabina di comando (fig. 12) raggruppa le unità di programmazione, di regolazione e di potenza nonché le unità di registrazione.

L'unità di programmazione « Data Track » fornisce l'andamento nel tempo della temperatura di riferimento di ogni zona (figura 13).

Il diagramma $T_p = T_p(t)$ è inciso su di una speciale carta metallizzata che viene avvolta su di un rullo ruotante.

Tale incisione isola elettricamente due zone della carta che vengono alimentate con due diversi potenziali per modo che la traccia sia il luogo dei punti di potenziale zero.

Un sistema di servomeccanismi fa seguire ad un « probe » la traccia sul rullo, in corrispondenza viene emesso un comando per il potenziometro di uscita.

L'unità di regolazione « Thermic temperature controller » consiste di principio in un ponte elettrico che fornisce un segnale di uscita proporzionale alla differenza di temperatura di controllo e di feed back.

L'unità di potenza « Ignition Power Controller » asservito al segnale di regolazione, mediante un gruppo di valvole « Ignition » fornisce una uscita di potenza proporzionale all'errore entrata.

L'unità di riscaldamento è costituita da quattro grandi riflettori a petalo che azionati da martinetti idraulici si chiudono attorno alla struttura di prova (fig. 14 e 15) e permettono un pronto allontanamento a prova ultimata o in caso di emergenza.

Gli elementi riflettori sono stati ricavati in resina fenolica resistente alle elevate temperature e sono ricoperti da speciali vernici altamente riflettenti; esse portano direttamente le 3000 lampade alimentate in parallelo.

Per asportare i fumi prodotti dalla struttura sottoposta alle estreme temperature è stata predisposta la circolazione di gas inerti aspirati dall'alto, ciò per evitare che le lampade anneriscano riducendo le caratteristiche di irraggiamento.

La strumentazione standard di prova comprende 100 termocopie del tipo Cromel-Almel (0,12 mm) di elevata sensibilità e di provata linearità nel campo di applicazione per il rilievo del campo di temperatura, applicate sia alle superfici esterne ed interne che lungo le linee di incollaggio e 20 estensimetri elettrici per il rilievo delle sollecitazioni sui fasciami interno nonché una telecamera per il rilievo delle deformazioni in corrispondenza della sommità della calotta.

Tutti i parametri sono stati registrati su nastri ed i più significativi sono stati rilevati anche da oscillografi e diagrammatori XY in tempo reale.

Diverse prove sono state effettuate a diversi livelli di temperatura su una unità di prova prima di effettuare la prova completa su unità prototipo.

I risultati sono stati estremamente confortanti, la temperatura della pelle interna è salita solo di una ventina di gradi, come previsto, mentre la faccia esterna ha raggiunto circa i 600°C.

Riportiamo a titolo illustrativo in fig. 16 il confronto, nelle varie zone, fra temperature previste e temperature rilevate. Si noti che si tratta di punti differenti da quelli adottati per il controllo, nei quali la legge è stata rispettata con maggiore precisione.

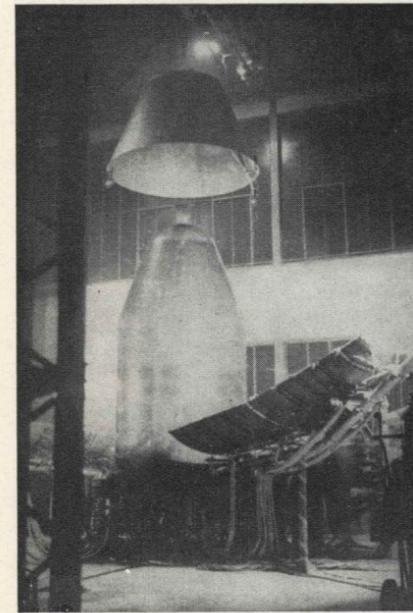


Fig. 15 - Impianto di Riscaldamento (Aperto).

SCUDI TERMICI ELDO PROVA DI RISCALDAMENTO

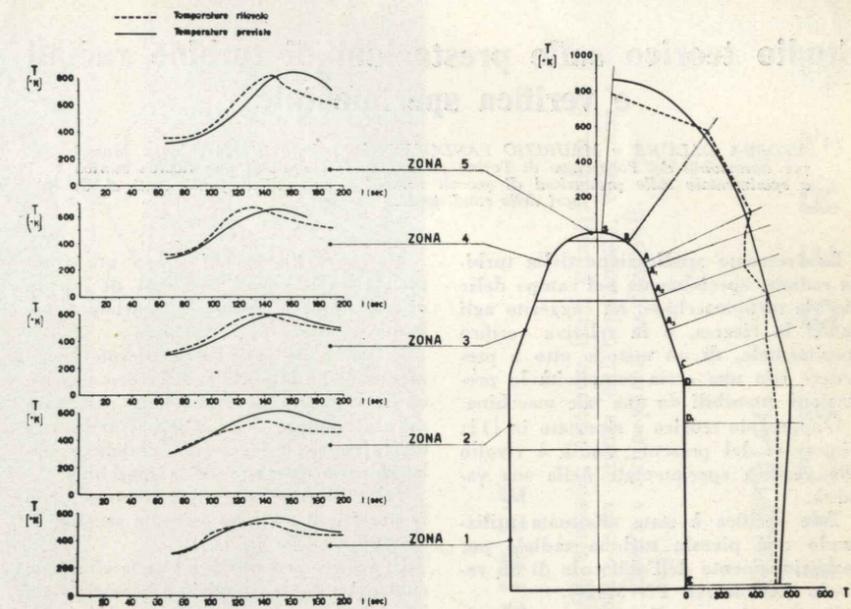


Fig. 16 - Risultati Prove di Riscaldamento

Non si sono avuti danni di rilievo alle strutture per effetto delle sollecitazioni termiche che sono risultate di modesta entità.

Le unità dopo aver subito la prova termica sono state sottoposte ad una prova statica e si è riscontrato che gli effetti del riscaldamento non hanno intaccato la resistenza statica dei materiali adottati nella costruzione degli scudi termici.

4. Conclusioni.

Le diverse possibilità di effettuare in Laboratorio la simulazione del fenomeno del riscaldamento aerodinamico o quantomeno degli effetti che questo induce nei vari elementi nella struttura degli aeromobili sono brevemente passate in rassegna. I vari metodi di « simulazione parziale o termica » vengono descritti e viene messa in luce la superiorità del sistema di irraggiamento a raggi infrarossi preferibile per la sua flessibilità nel realizzare distribuzioni di temperatura non uniformi e rapidamente variabili nel tempo.

Vengono descritti in dettaglio i criteri di simulazione della temperatura superficiale e dei flussi di calore comunemente adottati nelle prove di riscaldamento e sono sottolineate le varie implicazioni che i suddetti criteri comportano

nella realizzazione degli impianti di simulazione.

Un breve cenno viene fatto agli studi svolti per il progetto termico degli Scudi Termici del vettore ELDO A e vengono sommariamente descritte infine le prove di sviluppo svolte per definire il complesso impianto di prove di riscaldamento per irraggiamento che viene illustrato nelle sue linee essenziali.

Ernesto Vallerani

REFERENZE

- Ref. 1 - G. CIAMPOLINI, *Note sui lavori di progetto e di fabbricazione FIAT per il vettore spaziale ELDO*, V Convegno Scientifico dello Spazio, Roma, 1965.
- Ref. 2 - U. SACERDOTE, *Sviluppo e qualificazione degli scudi termici e della struttura del satellite del vettore ELDO*, VI Convegno Tecnico Scientifico dello Spazio, Roma, 1966.
- Ref. 3 - G. CIAMPOLINI, *Italian Research and Development Activities in Space Field*, AGARD Annual Meeting, September 1967.
- Ref. 4 - E. ANTONA, *Riscaldamento cinetico nelle fasi di uscita nel progetto degli scudi termici*, Convegno di studi AIDA 1964.
- Ref. 5 - E. VALLERANI, *Studio parametrico del riscaldamento aerodinamico di una sfera a velocità super ed ipersoniche*, Congresso AIDA AIR, 1965.
- Ref. 6 - E. VALLERANI, *Riscaldamento aerodinamico in regime supersonico di corpi conici arrotondati*, Congresso AIDA AIR, 1967.

Oltre i lavori pubblicati nel presente fascicolo, nel Convegno furono presentate altre due memorie inerenti il campo delle turbomacchine delle quali, per impegni in precedenza assunti dai rispettivi autori, si riportano solo i sunti seguenti.

Studio teorico sulle prestazioni di turbine radiali e verifica sperimentale

ANDREA DADONE e MAURIZIO PANDOLFI, dell'Istituto di Macchine e Motori per Aeromobili del Politecnico di Torino presentano i risultati di una ricerca teorica e sperimentale sulle prestazioni di piccoli turboespansori radiali funzionanti al di fuori delle condizioni di progetto.

La crescente applicazione della turbina radiale, specialmente nel campo delle piccole turbomacchine, ha suggerito agli autori la ricerca, e la relativa verifica sperimentale, di un metodo atto a prevedere con una certa semplicità le prestazioni ottenibili da una tale macchina.

L'approccio teorico è riportato in [1]; l'interesse del presente studio è rivolto alla verifica sperimentale della sua validità.

Tale verifica è stata effettuata utilizzando una piccola turbina radiale per condizionamento dell'abitacolo di un velivolo (Airesearch PN 57120).

Per la mancanza di un adeguato freno dinamometrico si è utilizzato il compressore del gruppo quale elemento frenante. Tale fatto ha condotto alla necessità di alimentare la turbina a pressione variabile tra 7 e 1 ata con rapporti di espansione variabili tra 1,2 e 2,3.

L'apparecchiatura di prova era completata dagli usuali elementi di misura di pressioni, temperature, portate e velocità angolare della turbina.

In tal modo sono state rilevate sperimentalmente la portata, il lavoro massico ed il rapporto di espansione realizzato nel distributore della turbina, al variare del rapporto di espansione globale e della velocità angolare della macchina.

Tali valori sono stati confrontati con le previsioni teoriche ottenute secondo il metodo esposto in [1].

Una successiva verifica è stata effettuata confrontando le previsioni teoriche con i risultati sperimentali riportati in [2], e relativi ad una turbina radiale per impianti di potenza a bordo di satelliti.

L'accordo tra le previsioni teoriche ed i risultati sperimentali, ottenuti dagli autori e dai ricercatori del « Lewis Center » [2], permette di concludere che il me-

todo proposto ben si presta alla valutazione delle prestazioni di turbine radiali, in una vasta zona del campo di funzionamento.

Maggiori dettagli sono riportati in [3, 4].

Il presente studio è stato condotto nel quadro di un contratto di ricerca stipulato con il C.N.R. (n° 115.0375.0 0862).

A. Dadone - M. Pandolfi

BIBLIOGRAFIA

- [1] M. PANDOLFI, *Un metodo per la determinazione delle prestazioni di turbine radiali*, Quaderno Ricerche ATA n. 14 (1967).
- [2] M. G. KOFSEY - D. E. HOLESKI, *Cold Performance Evaluation of a 6.02 inch Radial Inflow Turbine Designed for a 10 Kilowatt Shaft Output Brayton Cycle Space Power Generation System*, N.A.S.A. TN D-2987 (1965).
- [3] A. DADONE - M. PANDOLFI, *Previsione teorica delle prestazioni di turbine radiali e verifica sperimentale*, Pubblicazione n. 100 dell'Istituto di Macchine e Motori per Aeromobili del Politecnico di Torino, Agosto 1968.
- [4] A. DADONE - M. PANDOLFI, *A Method for evaluating the Off-Design Performance of a Radial Inflow Turbine and Comparison with Experiments*, In corso di pubblicazione su « International Journal of Mechanical Sciences ».

Analisi teorica e verifica sperimentale delle perdite di pressione totale nei combustori di turbine a gas

LEONELLO VERDUZIO e PAOLO CAMPANARO, dell'Istituto di Macchine e Motori per Aeromobili del Politecnico di Torino, presentano un metodo per la valutazione teorica delle perdite di pressione totale nei combustori tubolari delle turbine a gas. La verifica sperimentale da essi eseguita su alcune camere di combustione appositamente costruite ha confermato in modo soddisfacente la validità del metodo di calcolo proposto sia in presenza sia in assenza di combustione.

L'esigenza di ridurre al minimo le perdite di pressione totale che si verificano nell'attraversamento d'una camera di combustione per turbina a gas è una delle più sentite in sede di dimensionamento del combustore, in quanto queste incidono direttamente sul rendimento globale dell'intero impianto.

Lo scopo della ricerca effettuata è stato quello di fornire, sia pure sulla base di considerazioni approssimate, un criterio di valutazione di tale perdite. La validità del criterio proposto viene confermata dal soddisfacente accordo teorico-sperimentale riscontrato nelle prove eseguite.

In un precedente lavoro [1], era stato dimostrato, da un punto di vista teorico, la possibilità di una ottimizzazione geometrica del combustore, funzionante in condizioni di progetto: utilizzando lo stesso modello teorico di camera di com-

combustione, viene illustrato nel presente studio un semplice metodo di calcolo di tali perdite. I risultati forniti da tale metodo vengono confrontati con quelli ottenuti sperimentalmente su un gruppo di camere di combustione tubolari, costruite appositamente per tale verifica.

Il confronto, effettuato sia in presenza sia in assenza di combustione, è stato soddisfacente con scarti compresi generalmente entro il 10 %.

Per determinare con quale livello di approssimazione il modello teorico assunto riproduce all'interno delle varie camere i fenomeni reali, vengono pure effettuate delle analisi sperimentali sul campo di moto presente in alcune sezioni caratteristiche delle camere provate.

Viene infine stabilito un confronto del metodo di calcolo proposto con quelli suggeriti da altri autori [2, 3, 4]: in base a tale confronto, si è trovato che

esso è quello che fornisce i risultati più prossimi a quelli rilevati sperimentalmente.

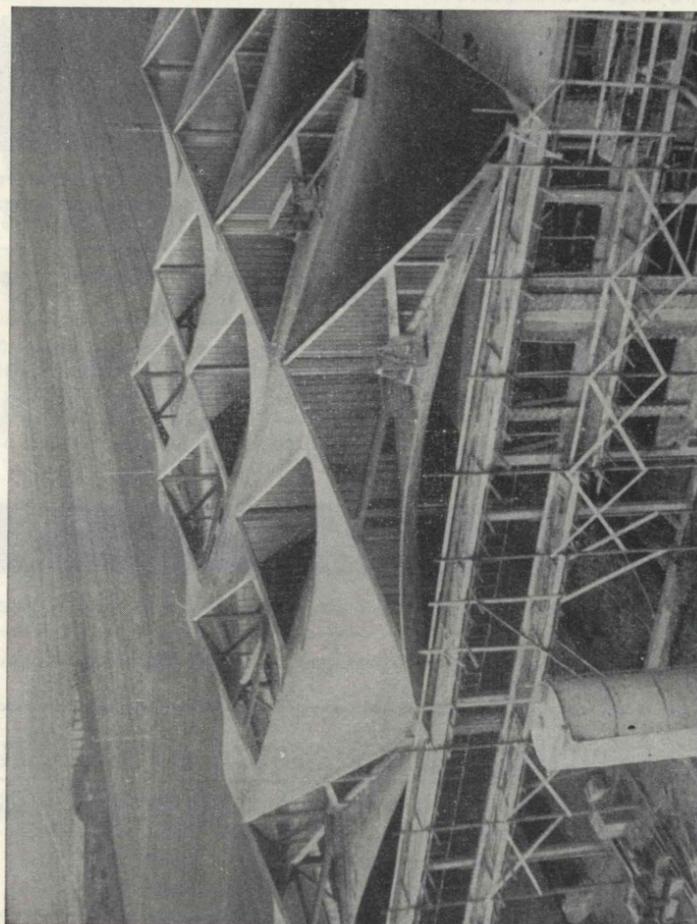
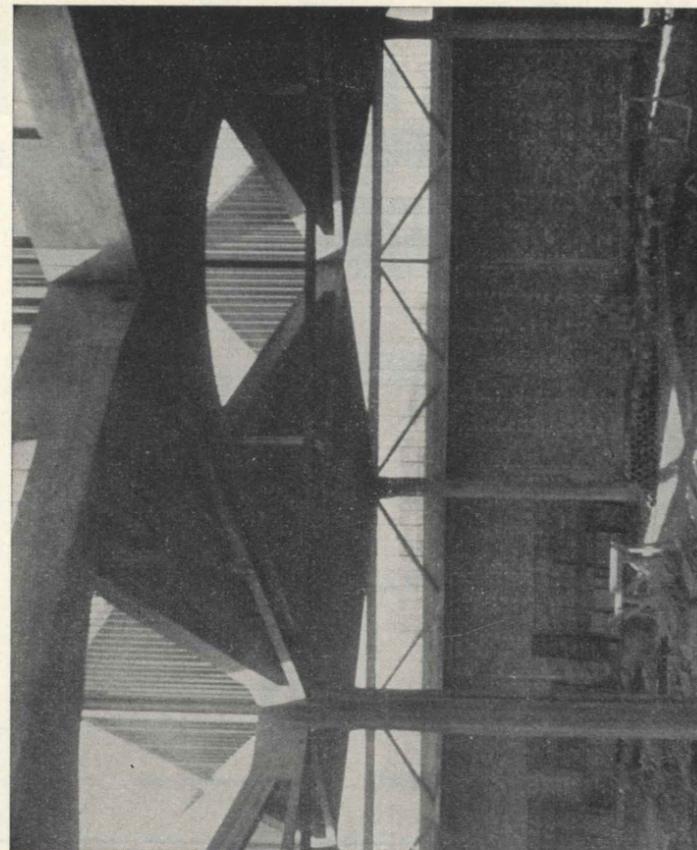
Un'ampia descrizione del metodo teorico di calcolo, dell'apparecchiatura sperimentale e delle tecniche di misura utilizzata è riportata in [5].

Il presente lavoro è stato effettuato nel quadro di un contratto di ricerca con il C.N.R. (Contratto N° 115.0375.0 0666).

Leonello Verduzio - Paolo Campanaro

BIBLIOGRAFIA

- [1] P. CAMPANARO - L. VERDUZIO, *Sulle perdite di pressione dei combustori dei turboreattori*, Ing. Mecc., maggio 1968.
- [2] H. A. KNIGHT - R. B. WALKER, *The component pressure losses in combustion chambers*, N.G.T.E. Report R143, marzo 1954.
- [3] C. C. GRAVES - J. S. GROBMAN, *Theoretical analysis of total pressure loss and air flow distribution for tubular turbojet combustors with constant annulus and liner cross-sectional areas*, NACA Report 1373, 1958.
- [4] I. I. PINKEL - H. SHAMES, *Analysis of jet-propulsion engine combustion chambers pressure losses*, NACA Report 880, 1946.
- [5] L. VERDUZIO - P. CAMPANARO, *Analisi teorica e verifica sperimentale delle perdite di pressione totale nei combustori di turbine a gas*, ATA, quaderno N. 38, supplemento al N. 6, giugno 1968.



CAPPANONE INDUSTRIALE

con copertura costituita da volte sottili conformate a paraboloide iperbolico, a pianta romboidale, sfalsate; distanze fra i pilastri di m. 21 x 14. I bordi dei pannelli di paraboloide iperbolico sono disposti in piani verticali diagonali incrociati, rispetto alla pianta del capannone, così che i pannelli di contorno risultano sezionati formando voltine paraboliche, sporgenti « a visiera » sulle pareti perimetrali.

STRUTTURE SPECIALI PER COSTRUZIONI INDUSTRIALI

Impresa di Costruzioni Ing. FELICE BERTONE

TORINO - Via Giovanni Servais, 46 - Tel. 793.189

Direttore responsabile: **AUGUSTO CAVALLARI-MURAT** Autorizzazione Tribunale di Torino, n. 41 del 19 Giugno 1948

STAMPERIA ARTISTICA NAZIONALE - TORINO