

fn.
3058



POLITECNICO DI TORINO
INVENTARIO N. 34656
BIBLIOTECA CENTRALE



l'acciaio speciale italiano



SIAS
acciai speciali

20124 MILANO - VIA M. GIOIA, 8 - TEL. (02) 6278

ZÜST AMBROSETTI S.p.A.

TRASPORTI INTERNAZIONALI

Affidateci con sicurezza e fiducia le vostre spedizioni per:

- Servizi ferroviari groupages nazionali e internazionali
- Servizi camionistici groupages nazionali e internazionali
- Traffico oltre mare
- Servizi rail-route
- Servizi doganali
- Traffici aerei (Agenti IATA MERCI)
- Trasporti di merce di dimensioni e pesi eccezionali
- Traffici automobilistici con propri magazzini doganali e propri vagoni e camions a doppio piano
- Servizi speciali d'opere d'arte
- Assicurazione di trasporto
- Servizi speciali liquori e magazzinaggi

SEDE LEGALE

TORINO: Corso Rosselli, 181
Tel. 011/33.361 - Telex 23242

MILANO: Via Toffetti, 104
Tel. 02/52541 - Telex 31.242

ARLUNO: Via Bellini, 2/4
Tel. 02/901.72.03 - Telex 36124

BARI:
Str. Vicinale del Tesoro, 11/1-3
Tel. 080/441.421/2 - 441.609
Telex 81247

SALA BOLOGNESE
(loc. Tavemelle):
Via Stelloni, 12/A
Tel. 051/954.252/4 - 954.201/4
Telex 51118

BOLZANO: Via Renon, 21
Tel. 0471/23681/2
Telex 40142

COMO-Carmelata:
Via Confalonieri
Tel. 031/506.092 - 506277
Telex 38077

SESTO FIORENTINO:
Via Gramsci, 546
Tel. 055/449.48.31 - Telex 57403

GENOVA-Sampierdarena:
Via A. Cantore, 8/H
Tel. 010/417.041/51 - Telex 27348

LIVORNO: Via III Novembre, 8
Scala B/int. 12
Tel. 0586/35.107/8

MODENA: Via del Canaletto, 588
Tel. 059/312.044 - Telex 51208

NAPOLI: Via A. Vespucci, 78
Tel. 081/260.756 - 260652
Telex 71557

ROMA: Via Trastevere, 108
Tel. 06/580.05.80

SAVONA: Via Chiodo, 2
Tel. 019/28.877 - 22.875
Telex 27595

VANZAGO: Via Valle Ticino, 30
Tel. 02/934.44.26/7/8 - Telex 39515

NEW YORK N. Y. 10048 (USA):
One World Trade Center,
Suite 5347
Tel. 432.06.90 - Telex 125404

HONG KONG:
2001 Advance Building, 20/F
34-38 Des Voex Road, C.
Tel. 5-220186 - Telex 83219

SINGAPORE 2:
Suite 1107-1108, 11th Floor,
Tunas Building 114, Anson Road
Tel. 220.63.88 - Telex 23715

BELO HORIZONTE
(BRASILE) MG.:
Av. Amazonas 2496
Tel. 335.13.94 - Telex 311503

SAO PAULO (BRASILE):
Rua do Seminario, 199
7° Andar
Tel. 349.944 - Telex 1122624

CASA ALLEATA

S.E.T.

(Société d'entreprise et de transport)

Ufficio di collegamento e rappresentanza:
c/o Onofri & Rumbo
Via della Magliana, 210
00146 ROMA
Tel. 06/527.09.43 - Telex 63238

Siège sociale:
rue de Chablis, 1
Bobigny (Parigi)

CASA CONSOCIATA

S.I.T.F.A.

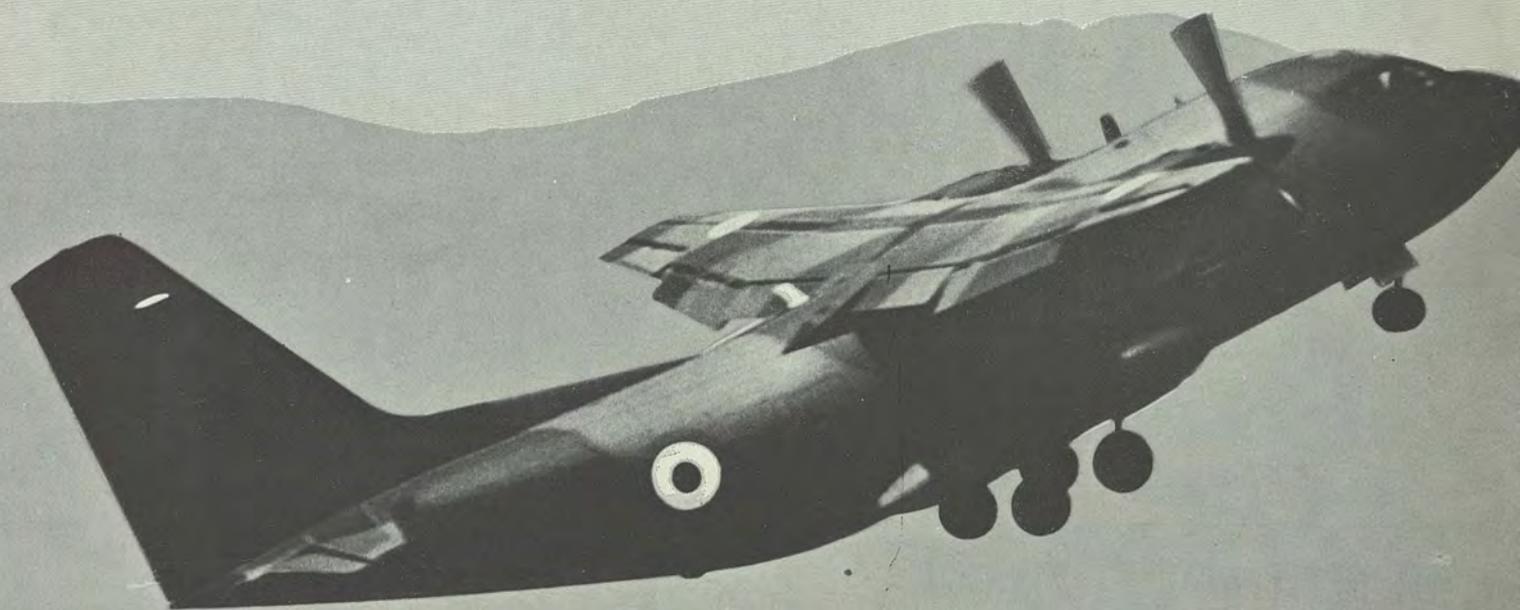
(Società Italiana Trasporti Ferroviari Autoveicoli)
Via M. Voli, 31
10135 TORINO
Tel. 011/613.204/5 - Telex 21251

G 222 velivolo biturbina da trasporto tattico

*PROGETTATO DALL'ING. GIUSEPPE GABRIELLI
COSTRUITO DA AERITALIA*

EQUIPAGGIATO CON:

**SISTEMA AZIONAMENTO IPERSOSTENTATORI
REGOLATORI GIRI E PASSO ELICHE
DOSATORI CARBURANTE
AVVIATORE PNEUMATICO
SCAMBIATORI DI CALORE OLIO MOTORE E OLIO C.S.D.
COMPONENTI PER IMPIANTO CONDIZIONAMENTO ARIA
ATTUATORE ELETTRICO PRESE ARIA A.P.U.**



PROGETTATI E/O COSTRUITI DA



MICROTECNICA
TORINO/ITALIA



LA DIGA LG2 SUL FIUME LA GRANDE NEL QUADRO DEL COMPLESSO IDROELETTRICO
DI JAMES BAY IN CANADA COSTRUITA DALLA IMPREGILO - SPINO Ltd.

IMPRESIT - GIROLA - LODIGIANI

impregilo
S.p.A.

via s. sofia 37
20122 milano - italy

doppia sicurezza

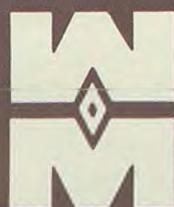
porta

FRESIA

consiglia



serrature a doppio cilindro di sicurezza

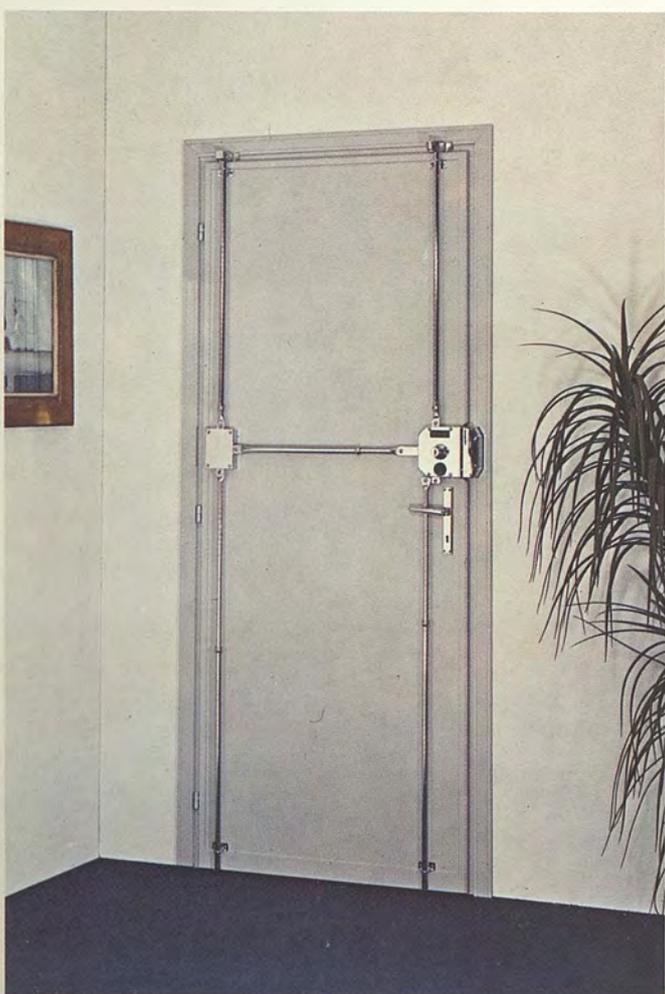
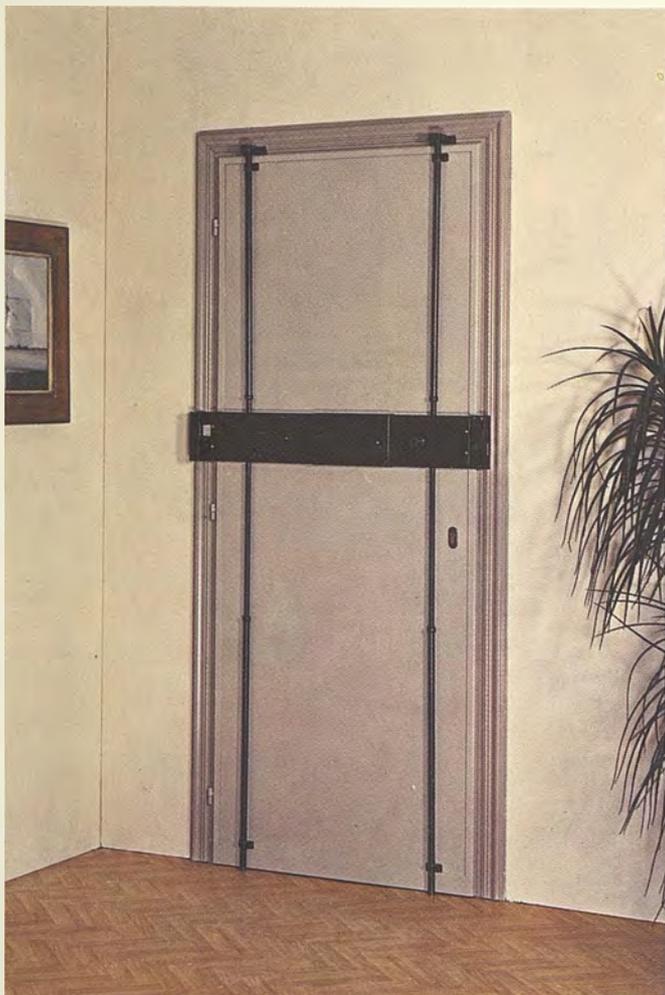


MOTTURA e C

BREVETTI



SERRATURE DI ALTISSIMA SICUREZZA



serrature di altissima sicurezza

quintuplice

serratura da applicare con doppia pompa
a gorges a 5 punti di chiusura

articolo 900

supercatenaccio estensibile a 2 punti di
chiusura da cm.75 a cm.90 con doppia pompa a gorges
e ferrogliere registrabili da murare

articolo 1000

supercatenaccio estensibile a 6 punti di
chiusura da cm.75 a cm.90 con doppia pompa a gorges
e ferrogliere registrabili da murare

in vendita :

FRESIA

FERRAMENTA - UTENSILERIA
10152 TORINO - VIA AOSTA, 3
TELEFONO (011) 85.08.28

la tradizione

FRESIA
consiglia

la tecnica

l'eleganza nella sicurezza
SUPERCATENACCIO

a 2 e 6 punti
di chiusura

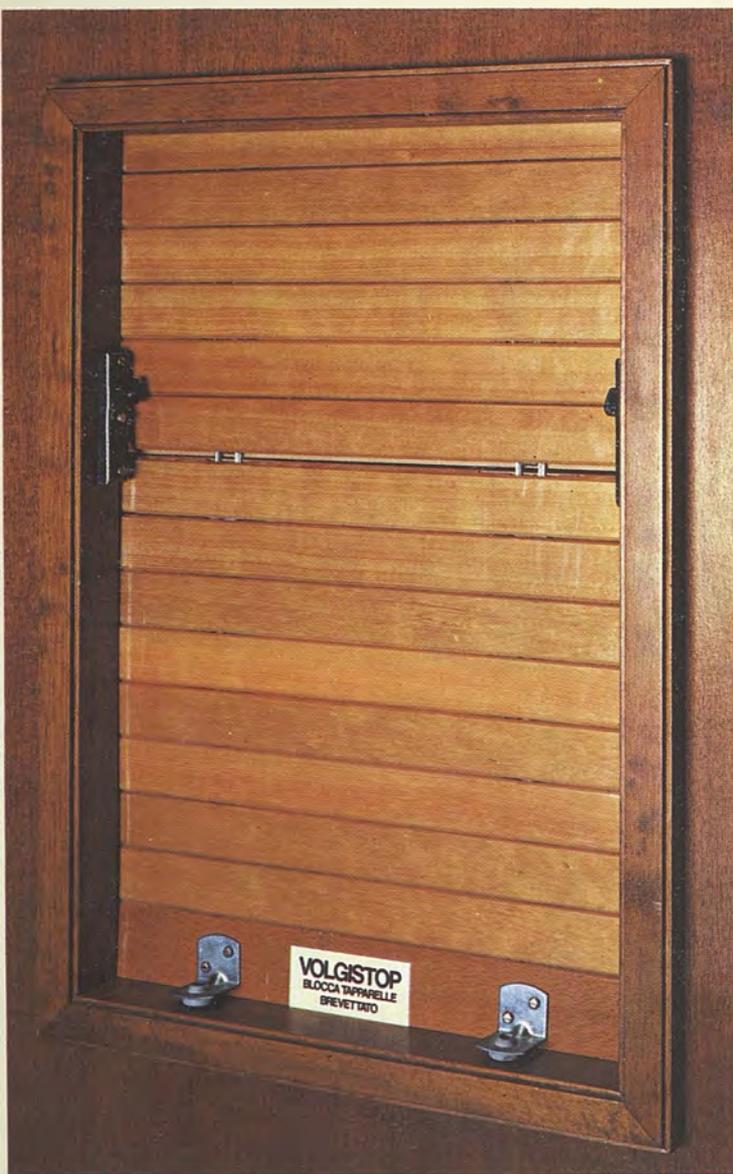


WM MOTTURA & C.
BREVETTI

**serrature
di altissima
sicurezza**

VOLGISTOP

blocca tapparelle brevettato



WM MOTTURA & C
BREVETTI

FERRAMENTA FRESIA

il piú grande assortimento
di serrature di sicurezza
antifurti e maniglioni
antipanico
sconti particolari
per architetti
e operatori del settore

via aosta, 3 10152 Torino
tel. 011-85.28.37

IMPIANTI TELEFONICI DI PROPRIETÀ

Molte aziende, come industrie, banche, compagnie di assicurazione, enti pubblici, hanno l'impianto telefonico di proprietà, perché i calcoli economici sono evidenti:

- ammortamento in pochi anni** *il valore di una centrale telefonica dopo 5 anni è del 60%.*
- facilità di adeguamento** *sostituzione, applicazione di accessori, spostamenti, modifiche.*
- celerità d'intervento** *nessun impegno pluriennale a scadenza fissa, nessun deposito cauzionale.*
- consegne rapide.**

Altre informazioni potranno darvele i nostri tecnici. INTERPELLATECI!

INTERFONICI - RICERCA PERSONE - DIFFUSIONE SONORA
VENDITA APPARECCHI ED ACCESSORI TELEFONICI



RADIO TELEFONICA SUBALPINA

F. VIGNA - S. GASPARATO & C. - s.a.s.

TORINO - C.so DUCA DEGLI ABRUZZI 6 - TEL. 530300 - 530600

Prefabbricare un' esigenza di oggi



Al servizio
del progettista
e del committente



PREFABBRICATI PRECOMPRESSI VIBRATI IN C.A.

ING. PRUNOTTO

12060 GALLO GRINZANE ALBA (CN) TEL. (0173) 62032-62033

torinedile

10154 Torino - Via Sandro Botticelli, 36
Tel. (011) 26.48.41-26.70.15

CAMINETTI PREFABBRICATI



CAMINETTO RETTANGOLARE
ANGOLARE E A PARETE



NOVITÀ - FORNO A LEGNA IN
REFRATTARIO PER PANE - PIZZE



FORNELLA
GRILL
CON
FUNZIONE DI
BISTECCHIERA E GIRARROSTO

VELUX

Finestre per Tetti

iris

CERAMICA



ILAPEDRETTI

MATERIALI PER EDILIZIA

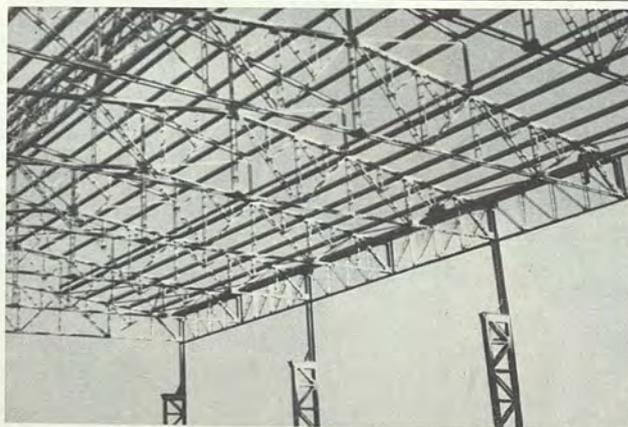
calce - cementi comuni e speciali - laterizi - eternit - tubi in plastica
- materiali isolanti - prodotti chimici - pavimenti e rivestimenti per
interni ed esterni - attrezzi edili - refrattari - manufatti in cemento -
porte per caldaie e per cantine - scale retrattili - collanti per piastrelle
- battiscopa in legno, resina e ceramica - faldali in lamiera - lucernari
ondulati plastici - tegole canadesi - caminetti - solai precompressi

EDIFICI

CIVILI - INDUSTRIALI - AGRICOLI

ORTECO

CARPENTERIA METALLICA



Torino - c. M. D'Azeglio 78 - tel. 688792

IL «MARCHIO DI QUALITÀ» PER CALCESTRUZZI PRECONFEZIONATI È L'UNICA GARANZIA DEL RISPETTO DELLE NORME UFFICIALI

Progettisti
Calcolatori c.a.
Direttori Lavori
Collaudatori

MARCHIO DI QUALITÀ ISTDIL



Calcestruzzo
controllato alla consegna
in conformità alla
normativa unificamento

dal controllo la qualità
dalla qualità il marchio
dal marchio la garanzia
dalla garanzia la sicurezza

Consigliate l'impiego di calcestruzzo preconfezionato fornito da centrali di betonaggio dotate di **MARCHIO DI QUALITÀ ISTDIL** che consente tassi di lavoro più elevati con conseguenti risparmi, maggior sicurezza nell'esecuzione e tranquillità dei Tecnici.



betoncar

aurelio
massano

CALCESTRUZZI PRECONFEZIONATI

TORINO
Via Tirreno 45 - Tel. 502.102

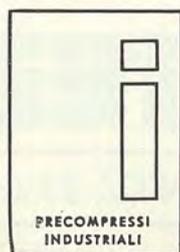
Centrali:
TORINO ORBASSANO
MONCALIERI. SANTENA
VENARIA CUNEO

TORINO
Via Beaulard 64 - Tel. 33.58.350

Centrali:
VOLVERA
ORBASSANO
SAN MAURO

CARMAGNOLA
Via Dante 4 - Tel. 970.217

Centrale:
CARMAGNOLA



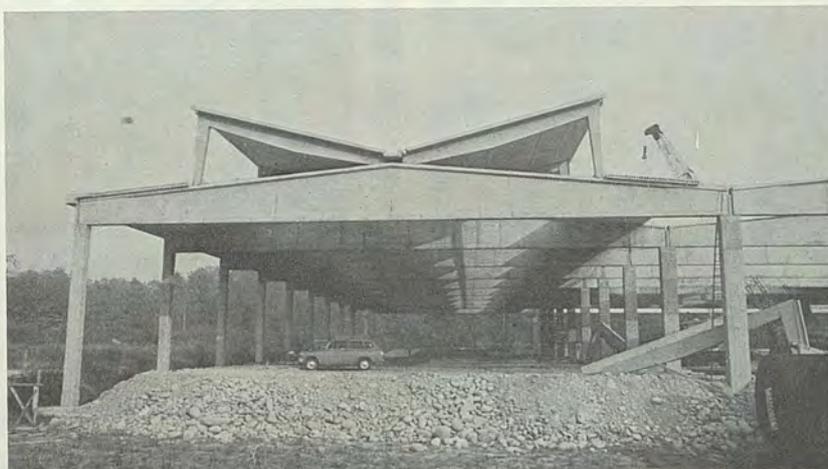
W.p.r.edil

S.A.S.

INDUSTRIA PREFABBRICAZIONI EDILI LEGGERE

di P.I. BRUNO TARELLO e ARCH. PAOLO JANNO & C.

Stabilimento e uffici: **MASSERANO** (Biella) Fraz. S. Giacomo - Statale 142 - Tel. (015) 96990 - 922214



STRUTTURE PREFABBRICATE INDUSTRIALI PRECOMPRESSE

Banco di Sicilia

Istituto di Credito di Diritto Pubblico

Presidenza e Amministrazione Centrale in Palermo - Patrimonio: L. 150.815.294.287

Acireale
Agrigento
Alcamo
Ancona
Bologna
Caltagirone
Caltanissetta
Catania
Enna

Firenze
Gela
Genova
Lentini
Marsala
Messina
Mestre

Sedi e Succursali:



Milano
Palermo
Perugia
Pordenone
Ragusa
Roma
S. Agata Militello

Sciacca
Siracusa
Termini Imerese
Torino
Trapani
Trieste
Venezia
Verona
Vittoria

250 Agenzie in tutta Italia

Uffici di rappresentanza a Bruxelles, Copenaghen, Francoforte Sul Meno, Londra, New York, Parigi e Zurigo
Sezioni speciali per il: Credito Agrario e Peschereccio,
Credito Minerario, Credito Industriale, Credito Fondiario, Finanziamento Opere Pubbliche.

Tutti i servizi di Banca, Borsa e Cambio



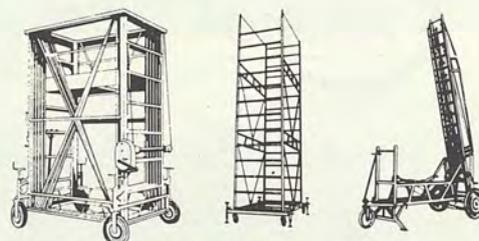
S. ACCOMAZZO

SCALE INDUSTRIALI

AUTOSCALE E CESTELLI IDRAULICI

PONTEGGI TELESCOPICI
AD INNESTO MANUALE
E AD ARGANO O ELETTRICO

COLLAUDATI



TORINO VIA S. FRANCESCO D'ASSISI 11 - TEL. (011) 546628

DOTT. ING. VENANZIO LAUDI

s.n.c. di F.lli LAUDI

IMPIANTI RAZIONALI TERMICI
E IDRICO SANITARI

TORINO - VIA MADAMA CRISTINA 62
TELEF. DIREZIONE: 683.226 • TELEF. UFFICI: 682.210



dal 1938

asfalt - c. c. p.

10154 TORINO

S. p. A.

Str. di Settimo 6 - Tel. (011) 20.11.00 - 20.10.86

- COPERTURE IMPERMEABILI
- ASFALTI COMUNI E A FREDDO
- ASFALTI COLORATI
- COSTRUZIONE E PAVIMENTAZIONI:
STRADE - CAMPI SPORTIVI
MARCIAPIEDI E CORTILI
- FORNITURA DI PRODOTTI BITUMINOSI

ARTERO®

DISEGNO · GRAFICA · INGEGNERIA

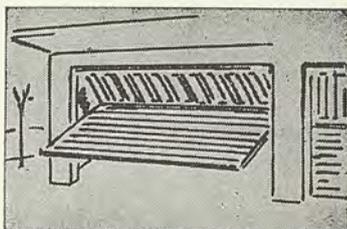
Tavoli
e Tecnografi
di precisione
delle migliori
marche



**BIEFFE
NEOLT
FERRES
ZUCOR
MUTOH
KULLMAN
PERFECTUS**

ASSISTENZA TECNICA

10122 TORINO VIA S. FRANCESCO D'ASSISI 11
Tel. (011) 547246 · 516 289

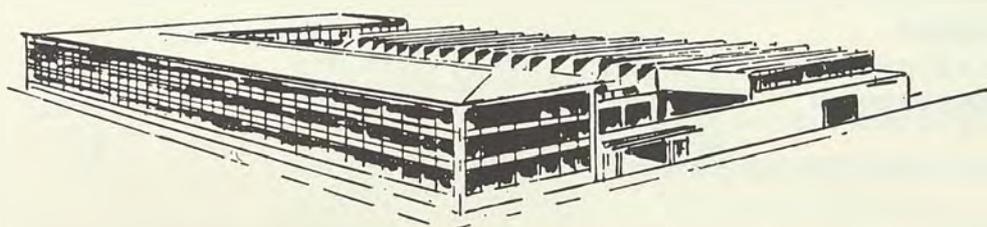


BENEDETTO PASTORE

S.p.A.

SERRANDE DI SICUREZZA

ESPORTAZIONE *TUTTI I TIPI DI CHIUSURE DI SICUREZZA, AVVOLGIBILI "CORAZZATA" RIDUCIBILI, RIPIEGABILI, SCORREVOLI A BILICO PER ABITAZIONI, NEGOZI, GARAGES, STABILIMENTI*



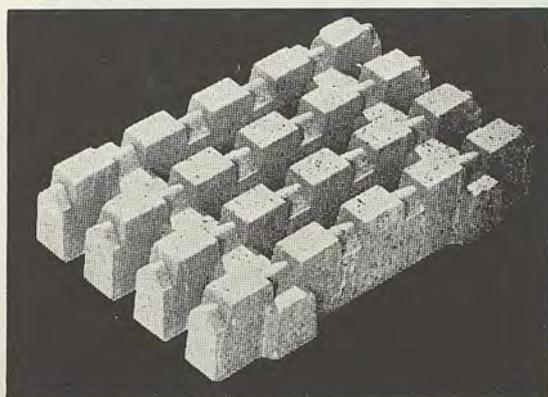
SEDE E STABIL.: 10152 TORINO - C. NOVARA, 112 - TEL. 233.933 (5 linee)



PIASTRA "bg"

Un'unione di calcestruzzo e erba per pavimentazione di parcheggi e rivestimenti di scarpate

cm. 60 x 40 x 12



INPREVIB INDUSTRIA PRECOMPRESSI VIBRATI s.p.a.

10123 TORINO — Via Po, 40 — Tel. 83 1454/83 1870



POTRETE PARCHEGGIARE IN GIARDINO!

CATELLA FRATELLI

MARMI - GRANITI - PIETRE

CAVE PROPRIE - STABILIMENTI - SEGHERIE

torino - via montevecchio 27 - tel. 545.720 - 537.720

IMPIANTI TERMICI

RADIAZIONE

CONDIZIONAMENTO

VENTILAZIONE

IDRAULICI SANITARI

g. SARTORIO ef.
S. p. A.

10139 - TORINO - VIA BARDONECCHIA, 5 - TELEF. 37.78.37 (3 linee con ric. autom.)

**C'è chi
ha un consulente, chi una segretaria,
chi un amico, chi una cassaforte.
E chi un conto corrente al Sanpaolo.**

Certo, se proprio vuoi complicarti la vita, puoi continuare a farti ricordare le scadenze dalla segretaria, farti consigliare gli investimenti migliori da quell'amico che "se ne intende", a rischiare i tuoi valori fidandoti della buona sorte.

Ma sei proprio sicuro di volerti complicare la vita? o non preferiresti forse poter contare su qualcuno che risolva, con te o per te, tutti questi e tanti altri problemi?

Pensaci: questo "qualcuno" c'è. E' il Sanpaolo.

Lo trovi in tutta Italia con 300 Filiali, all'estero con una Filiale a Francoforte e Rappresentanze a Londra, Parigi, Tokyo (A.I.C.I.) e Zurigo, e con oltre 2000 corrispondenti in tutto il mondo.

Il Sanpaolo: una banca dinamica, completa, aperta, disponibile, elastica e, senz'altro, giovane. A dispetto della sua esperienza plurisecolare. Anzi proprio per questo.

**Sanpaolo: la banca
di fiducia da oltre 400 anni**

SANPAOLO

**ISTITUTO BANCARIO
SAN PAOLO DI TORINO**

Sanpaolo 

ATTI E RASSEGNA TECNICA

DELLA SOCIETÀ DEGLI INGEGNERI E DEGLI ARCHITETTI IN TORINO

RIVISTA FONDATA A TORINO NEL 1867

NUOVA SERIE . ANNO XXXIII . N. 1-2 GENNAIO - FEBBRAIO 1979

SOMMARIO

SCIENZA E TECNICA AERONAUTICA

FASCICOLO DEDICATO AL PROFESSORE INGEGNERE GIUSEPPE GABRIELLI

| | |
|--|--------|
| Indice | pag. 3 |
| Prefazioni | » 5 |
| Articoli | » 13 |
| Bibliografia | » 140 |
| Titoli onorifici, premi, decorazioni | » 143 |

Direttore: Giuseppe Fulcheri.

Vice Direttore: Roberto Gabetti.

Comitato di redazione: Dante Buelli, Vincenzo Ferro, Marco Filippi, Cristiana Lombardi Sertorio, Mario Oreglia, Francesco Sibilla, Giovanni Torretta, Gian Pio Zuccotti.

Segretaria di redazione: Elena Tamagno.

Redazione, segreteria, amministrazione: Società degli Ingegneri e Architetti in Torino, via Giolitti, 1 - Torino.

ISSN 0004-7287

Periodico inviato gratuitamente ai Soci della Società degli Ingegneri e degli Architetti in Torino.

NELLO SCRIVERE AGLI INSERZIONISTI CITARE QUESTA RIVISTA XI

dal 1908

"non-stop"

Dietro di noi
ci sono settant'anni
di storia dell'aeronautica:

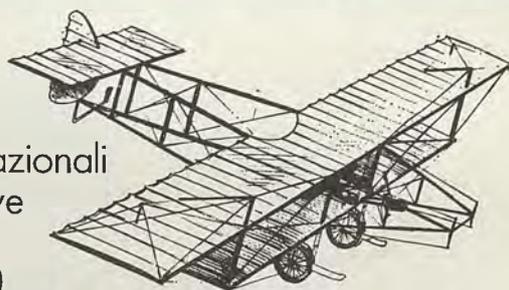
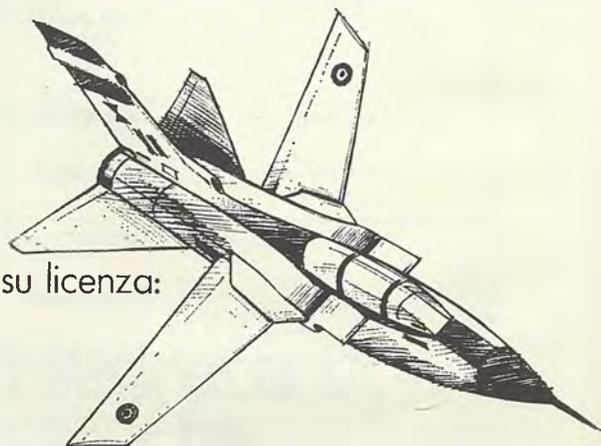
– dal 1908,
il nostro cammino nel cielo
non si è mai fermato

– anni 1950 produzioni turboreattori su licenza:
Ghost, Goblin,
J47, Orpheus, J79

– anni 1960 sviluppo tecnologico
e specializzazione:
alberi e dischi, palette
per turbine,
marinizzazione
di turbine aeronautiche

– anni 1970 coproduzioni nazionali
e progettazioni collaborative
europee ed atlantiche:
RB 199, JT10D, LM 2500.

In un mondo in rapida evoluzione,
un modo di essere
sempre all'avanguardia.



FIAT AVIAZIONE
la storia dell'aviazione.

SCIENZA E TECNICA
AERONAUTICA

FASCICOLO DEDICATO
AL PROFESSORE INGEGNERE
GIUSEPPE GABRIELLI

INDICE

Prefazioni di

| | |
|--|---------------|
| CARLO FERRARI | <i>pag.</i> 5 |
| UGO FILIPPONE | » 7 |
| ALEXANDER NAUMANN | » 11 |
| 1. Le moderne condotte forzate cerchiare | » 13 |
| 2. Concetti e tendenze nella costruzione degli aeroplani metallici | » 17 |
| 3. Sul calcolo del fondo degli scafi metallici degli idrovolanti e sulla sua forma | » 31 |
| 4. Sul comportamento dei tubi sottili in dural assoggettati a flessione e torsione e sulle loro applicazioni nella costruzione degli aeromobili | » 35 |
| 5. Sulla rigidità di alcuni telai piani | » 39 |
| 6. Considerazioni e proposte sulle denominazioni relative ai veicoli, ai missili ed ai motopropulsori | » 42 |
| 7. Un metodo per la determinazione della superficie alare e del suo allungamento nel progetto dei velivoli | » 54 |
| 8. Teoria e applicazione dei modelli strutturali nelle costruzioni aeronautiche | » 57 |
| 9. Sulle polari « effettive » dei velivoli | » 62 |
| 10. Considerazioni sui velivoli a decollo ed atterraggio verticale e corto | » 65 |
| 11. Potenza e velocità indotte nei sistemi di sustentazione a punto fisso per i velivoli VTOL e nelle ali diritte in velocità orizzontale uniforme | » 74 |
| 12. Consumo specifico ideale minimo ed effettivo dei velivoli VTOL e degli elicotteri in hovering | » 82 |
| 13. Determinazione sperimentale del modulo elastico di funi per trasmissioni di comando dei velivoli. (Con <i>E. Antona e P. M. Massa</i>) | » 87 |
| 14. Considerazioni sul peso minimo di alcuni tipi di pannelli piani nervati compressi | » 93 |
| 15. Rapporti di collaborazione tra enti di ricerca scientifica e tecnologica ed industria | » 97 |
| 16. Su una espressione del peso ideale delle fusoliere a guscio | » 100 |

| | |
|--|-------|
| 17. Sulla forma delle fusoliere dei moderni velivoli da trasporto passeggeri | » 102 |
| 18. Considerazioni su alcuni aspetti tecnici dei veicoli, guidati, a cuscino d'aria | » 108 |
| 19. Carichi di cedimento e peso minimo di pannelli curvi nervati compressi in leghe di alluminio. (Con <i>A. Ravetti</i>) | » 112 |
| 20. L'industria aeronautica europea e le sue prospettive | » 118 |
| 21. Sul valore del « Fattore di utilizzazione dell'energia » di alcuni tipi di veicoli da trasporto alla velocità media delle rispettive missioni basiche. (Con <i>G. Gonella</i>) | » 123 |
| 22. Su un nuovo fattore adimensionale del grado di utilizzazione dell'energia nei veicoli da trasporto | » 129 |
| 23. Sulla valutazione in fase di progetto preliminare dei rendimenti dei sistemi motopropulsore-velivolo | » 133 |
| <i>Bibliografia</i> | » 140 |
| <i>Titoli onorifici, Premi, Decorazioni</i> | » 143 |

PREFAZIONI

al volume dedicato al Prof. Giuseppe Gabrielli

In questa raccolta sono contenute ventitre delle oltre 200 pubblicazioni fatte da Giuseppe Gabrielli nel periodo che va dal 1925 al 1977 e, se rincresce che ovvi motivi economici abbiano obbligato ad una scelta così ristretta, bisogna tuttavia essere grati alla Società degli Ingegneri e degli Architetti in Torino che, pur in momenti attuali, ha dato la possibilità di realizzare questa iniziativa di Colleghi, Amici, ex-Allievi del Prof. Gabrielli; questo vuole essere non solo un omaggio alla sua persona, ma anche un riconoscimento dell'importanza che l'attività da lui svolta ha avuto per il progresso delle Costruzioni Aeronautiche. D'altra parte le memorie qui riportate indicano già chiaramente quella che è stata la caratteristica essenziale di detta attività.

Il progetto degli aeromobili, come quello di ogni opera dell'ingegno umano, è certo innanzitutto Arte, ed Artisti nel loro genere furono i Rosatelli, Marchetti, Castoldi che negli anni '30 diedero tanto lustro all'Aeronautica Italiana; ma è anche, e soprattutto nel caso degli aeromobili, Scienza, e in detto caso scienza molto complessa in quanto risulta dalla sintesi di varie branche del sapere, quali l'aero e l'idrodinamica, la gasdinamica, la meccanica del volo, la teoria della elasticità, la tecnologia e l'economia. Ora, non c'è dubbio che Gabrielli ha contribuito in modo essenziale, almeno in Italia, a creare quella che fu da lui stesso chiamata Scienza del Progetto degli Aeromobili. Egli è valente Cultore della Scienza delle Costruzioni (come dimostrano, fra l'altro, la prima Nota pubblicata in questa raccolta e da lui scritta quando

ancora era studente del Politecnico, e la Memoria di ampio respiro fatta ad Aquisgrana per il conseguimento del Dottorato, sulla rigidità torsionale delle ali a sbalzo): peraltro, la risposta a problemi nuovi che si presentano nel progetto degli aerei, essenzialmente corrispondenti a problemi di instabilità locale, egli la ricerca non tanto, o non soltanto nello studio teorico, quanto in quello sperimentale; ed in effetti Gabrielli pone a disposizione del progettista una grandissima quantità di risultati sperimentali, ai quali peraltro egli toglie ogni carattere di empirismo raccogliendo ed ordinando in modo organico i risultati stessi, mettendone in evidenza i parametri di similitudine, così da permettere l'utilizzazione dei dati degli esperimenti in una grande varietà di problemi, ed interpretandoli, quando possibile, in base ai risultati teorici; sono diciassette le Note, delle quali cinque contenute in questa Raccolta, che vertono su problemi del genere sopraindicato, fra i quali: l'analisi del comportamento di tubi sottili assoggettati a flessione-torsione; quella dei casi di cedimento di pannelli curvi nervati compressi; l'indagine su strutture alari a cassone soggette a torsione o flessione; il progetto delle giunzioni rivettate; la teoria e l'applicazione di modelli strutturali nelle costruzioni aeronautiche, e la considerazione dell'indice di peso e dell'indice di bontà in montanti compressi.

Lo stesso metodo scientifico è adoperato per affrontare altri problemi fondamentali del progetto, per i quali ne mette in evidenza i caratteri peculiari e ne indica le soluzioni tecniche razionali; cito qui, fra i tanti da lui considerati, i problemi del peso teorico e del peso reale delle ali a sbalzo; del peso limite massimo dei velivoli della valutazione del peso degli impianti motopropulsori; l'analisi delle caratteristiche dei velivoli a decollo ed atterraggio verticale e corto, la loro relazione col tipo di velivolo usato per realizzare detto decollo o atterraggio; i problemi dell'energia richiesta nei trasporti aerei, navali e terrestri. Una particolare menzione merita la ricerca sulla potenza specifica e la velocità massima dei veicoli, nella quale dall'analisi dei dati sperimentali relativi ad una grande quantità dei veicoli più svariati ne deduce l'esistenza di una linea limite, che definisce il minimo valore della potenza specifica in funzione della velocità massima.

Mi piace ancora ricordare, a proposito di questa esigenza, da lui sempre richiesta e rispettata, di rappresentazione dei dati sperimentali in modo scientifico ed altamente espressivo, quella che fu (appena di ritorno da Aquisgrana) la sua prima attività nel Laboratorio di Aeronautica del Politecnico diretto dal Prof. Panetti; la raccolta dei risultati sperimentali di eliche aeree, che disseminati in parecchi grossi volumi dei NACA Reports, ed espressi in modo che la loro utilizzazione da parte del progettista era a dir poco di notevole difficoltà ed in ogni caso richiedeva tempi lunghi, venivano condensati in un fascicoletto « Diagrammi logaritmici di venticinque famiglie di eliche »: questo, per qualche decennio, fu il vademecum di ogni progettista per la scelta ed il calcolo del propulsore. Detto fascicoletto non è qui raccolto e nemmeno è indicato nell'elenco allegato a questa Raccolta delle pubblicazioni di Gabrielli; tuttavia il citarlo mi è gradito perché è all'anno in cui esso fu redatto ed al luogo in cui i diagrammi furono elaborati che è legato un caro ricordo, il mio primo incontro con Giuseppe Gabrielli, ed è da quell'anno che risale la mia amicizia con lui; credo sia questo, che mi ha dato il privilegio ed il piacere di scrivere queste poche parole inadeguate di presentazione dell'opera che lui ha fatto e che così fortemente ha inciso sullo sviluppo dell'aeronautica.

PROF. CARLO FERRARI
Politecnico di Torino

Conobbi Giuseppe Gabrielli nel lontano 1928: frequentavo un corso di Specializzazione in Costruzioni Aeronautiche presso il Laboratorio di Aeronautica del Politecnico di Torino diretto dal Prof. Panetti, ove egli vi svolgeva, per incarico, delle lezioni sulla costruzione degli aeroplani.

Era reduce dalla Technische Hochschule di Aquisgrana ove aveva conseguito la laurea di dottore ed aveva studiato la costruzione metallica degli aeroplani.

Le sue lezioni avevano per oggetto l'analisi ed i metodi di calcolo, secondo una teoria elaborata da Herbert Wagner, di un tipo di struttura metallica detta a guscio sottile che era stata sviluppata in Germania sin dalla prima guerra mondiale dal Rorbach.

A quell'epoca quasi tutti i velivoli erano in legno, le strutture metalliche consistevano in travature di tubi di acciaio o di dural e inoltre le cellule erano prevalentemente biplane o monoplane controventate, mentre contro l'impiego del metallo e dell'ala monoplane a sbalzo esistevano molti pregiudizi e non poche riserve da parte dei tecnici e dei piloti.

Nell'anno successivo fui destinato, come Tenente del Genio Aeronautico, a capo dell'ufficio di sorveglianza tecnica presso la Ditta Piaggio di Finalmarina e mi ritrovai con il Gabrielli il quale, desideroso di incontrarsi con la realtà costruttiva, collaborava sotto la guida del geniale progettista Ing. Giovanni Pegna alla realizzazione di alcuni velivoli tra i quali il P7, un ardito e nuovo tipo di idrovolante con le pinne in luogo dei galleggianti. Fu proprio nello Stabilimento di Finalmarina che Gabrielli rivelò le sue qualità creative con il progetto della versione metallica del famoso idrovolante S55. La costruzione a titolo sperimentale per conto dell'Aeronautica Militare di alcuni esemplari di tale velivolo nella versione metallica dimostrò che il peso a vuoto era di 530 kg in meno e la robustezza maggiore di quello originale in legno.

Il successo di questa realizzazione pose all'attenzione degli ambienti industriali e militari italiani l'importanza della costruzione metallica e procurò al giovane Gabrielli nel 1931 un invito da parte del Senatore Giovanni Agnelli di entrare, pur continuando ad esercitare la sua attività di docente, a far parte della Fiat per costituire un nuovo Ufficio Tecnico Progetti parallelo a quello già esistente dell'Ing. Rosatelli.

Nacque così la sigla « G » per i suoi velivoli mentre quelli di Rosatelli erano distinti dalla sigla « R ». La sua attività in tal modo poté svolgersi, sin dagli inizi della sua carriera, nel duplice campo della Scuola e dell'Industria dando alla sua personalità la rara caratteristica dell'uomo di studio e del realizzatore insieme.

Le sue responsabilità, infatti, si estesero in seguito sempre parallelamente nell'industria e nel campo scientifico ponendolo a contatto con i più qualificati ambienti aeronautici civili e militari dove venne chiamato spesso ad assumere cariche di impegno e di rappresentanza ad alto livello.

Tale doppio ruolo gli permise di realizzare e sviluppare concretamente una vasta collaborazione non solo tra le industrie, ma anche tra queste, Università ed Enti di Ricerca italiani e stranieri e di dedicarsi al servizio della formazione scientifica e tecnica di giovani studenti ed ingegneri.

Nel periodo che va sino alla fine della guerra la sua attività progettuale si concretò in numerosi aeroplani militari e civili. Iniziò col G2, un trimotore civile per 8 passeggeri, che è il primo monoplano metallico a sbalzo italiano con struttura a guscio e che venne giudicato dalla stampa tecnica all'estero come uno dei più puri esempi di struttura metallica a rivestimento resistente.

Seguirono il G5 ed il G8 da scuola, il bimotore da trasporto passeggeri G18, il G18 V che a quell'epoca era il più veloce velivolo da trasporto passeggeri esistente in Europa, il G12 un trimotore passeggeri che venne estesamente impiegato anche come trasporto militare in varie versioni durante la guerra.

Nel campo dei velivoli da caccia realizzò il G50, e il G55 che ebbero largo impiego nell'Aeronautica militare, il G50 V ed il G56.

Subito dopo la guerra venne chiamato a far parte del Comitato Direttivo della Fiat e successivamente del Consiglio di Amministrazione ed ebbe il compito di organizzare e dirigere la Divisione Tecnica Progettuale comprendente uffici tecnici e laboratori di ricerca. Assunse anche la carica di Amministratore Delegato dell'Aeronautica d'Italia per rilanciare l'attività aeronautica allora quasi completamente cessata.

Primo frutto di questa ricostruzione fu la ripresa della produzione dei G55 e dei G12. Vennero poi prodotti il G59, il G46 ed il G212 e, all'inizio degli anni '50 il G80, primo velivolo con turbogetto di progettazione italiana, seguito dal G82.

Il rapido e grande sviluppo dell'aeronautica anche nei settori motoristico, avionico e spaziale rese necessario il potenziamento delle officine di produzione, la creazione di nuovi Laboratori di Ricerca e di Uffici Tecnici specializzati che vennero arricchiti da una numerosa e scelta schiera di tecnici e di ingegneri formati quasi tutti alla sua scuola. Queste attività, oltre a quella commerciale ed amministrativa, vennero raggruppate nella Divisione Aviazione di cui assunse la direzione realizzando così una perfetta fusione di interessi ed ottenendo i più lusinghieri risultati.

Nel 1954 la NATO bandì un concorso, il più completo che fosse mai stato organizzato nel piano europeo, per un caccia tattico leggero.

Oltre alle qualità di volo le macchine dovevano dimostrare la loro attitudine ad operare sui terreni semipreparati, richiedere una facile manutenzione, tempi minimi per il cambio del motore ed il rifornimento delle armi ed una grande semplicità delle attrezzature a terra. I velivoli concorrenti dovevano inoltre poter effettuare un certo numero di missioni tipo.

L'Aeroplano presentato dalla Fiat, il G91, realizzato a tempo di record con la collaborazione entusiasta di tutto il personale e l'abnegazione dei piloti collaudatori, vinse il concorso su ben tre concorrenti francesi ed uno inglese e venne riprodotto nelle sue varie versioni in più di 1000 esemplari raggiungendo un grande successo internazionale.

Anche una versione biposto per scuola di secondo periodo il G91 T venne adottato in larga misura dalle Aeronautiche Militari italiana e tedesca.

Successivamente Gabrielli dette inizio allo studio di un velivolo più pesante e veloce del G91 e poiché a quell'epoca non era disponibile sul mercato un motore di spinta adeguata, adottò due motori affiancati: nacque così il G91 Y che venne adottato dall'Aeronautica Militare Italiana.

Quando agli inizi degli anni '60 le Autorità della Nato rivolsero la loro attenzione agli aeroplani a decollo verticale (VTOL) la FIAT elaborò alcuni progetti (G91 S, G95/4, G95/6) basati su numerosi brevetti originali di Gabrielli.

In particolare, un gruppo di questi brevetti consistevano nel conferire ad un velivolo convenzionale la capacità V/STOL, predisponendolo in modo da poter contenere i motori di sustentazione in aggiunta a quelli di propulsione.

Questo concetto fu applicato al progetto iniziale del G222 che, iniziato nel 1962 come velivolo da trasporto con capacità V/STOL proprio in appoggio al G91, venne successivamente sviluppato nella sola forma convenzionale su « specifiche » dettate dagli Stati Maggiore dell'Aeronautica, Esercito e Marina.

Il G222 fu il suo ultimo progetto.

Quando, nel 1969, lasciò la direzione dell'Aviazione Fiat i velivoli prototipi erano in fase di avanzata produzione. Aveva inoltre realizzato, su richiesta della DGCAS, un'ampia e riuscita collaborazione sin dalla fase di sviluppo del progetto tra le industrie italiane chiamate a partecipare con la Fiat Capo-Commessa.

Collaborazione, non concentramento di Industrie. Infatti egli è stato sempre contrario ad un concentramento delle industrie in Italia perché ne sarebbe stata danneggiata la libera iniziativa e l'inventiva intellettuale, preferendo il sistema delle Ditte Capo-Commessa che permetteva il graduale trasferimento di tecnologia, di conoscenze e dei mezzi di ricerca anche nella fase di sviluppo del progetto.

Su invito della Commissione Interministeriale per l'Industria Aeronautica, costituita nel 1967, espresse ed illustrò i vantaggi di questo sistema anche agli effetti di un ordinato trasferimento al Sud di alcune attività aeronautiche.

Ma la Commissione suddetta, dopo un lungo e confuso lavoro, concluse raccomandando una concentrazione strutturale delle industrie esistenti come condizione primaria per lo sviluppo dell'industria aeronautica italiana.

Gabrielli non volle seguire questo indirizzo e quando nel 1969 lasciò per limiti di età la direzione attiva del settore aeronautico non accettò l'incarico di sovrintendente alle attività aerospaziali della FIAT e preferì dedicarsi completamente all'insegnamento ed ai suoi studi.

La nostra amicizia, nata a Finalmarina, si è rinsaldata nei lunghi anni della mia carriera nel Genio Aeronautico, durante i quali ebbi con lui rapporti di lavoro sempre improntati ad una profonda e reciproca stima. In particolare nel 1953 quale Direttore Generale e dal 1959 Generale Ispettore e Direttore delle Costruzioni aeronautiche e spaziali del Ministero della Difesa ho avuto modo di apprezzare la qualità e l'efficacia determinante della sua attività.

Egli, fedele interprete della lungimirante volontà del Prof. Valletta, è stato il propulsore della rinascita della Industria Aeronautica nazionale.

Per la fiducia e l'apprezzamento dell'Aeronautica Militare gli sono state affidate numerose e delicate missioni all'estero per trattare accordi di collaborazione industriale di produzioni interessanti l'Aeronautica Militare stessa, tanto che si può affermare che oltre alle sue importanti realizzazioni tutti i programmi dell'Industria Italiana con quella estera dal Vampire all'F86 K, all'F104 G ed all'F104 S con i relativi sistemi di motori, di avionica e di armamento hanno avuto in Gabrielli un illuminato determinante elemento per la loro realizzazione.

DOTT. ING. UGO FILIPPONE
Generale Ispettore a.r. del Genio Aeronautico

**DIE RHEINISCH-WESTFÄLISCHE
TECHNISCHE HOCHSCHULE AACHEN**

erneuert mit dieser Urkunde

unter dem derzeitigen Rektor o. Professor Dr. Ottmar Knacke

auf Antrag der Fakultät für Maschinenwesen

unter dem derzeitigen Dekan o. Professor Dr.-Ing. Herbert Schneekluth

**HERRN
PROFESSOR DR.-ING. DR.-ING. E. h.
GIUSEPPE GABRIELLI
in Turin**

in Erinnerung an seine am 29. August 1928 erfolgte

PROMOTION

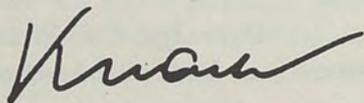
und in Anerkennung der von ihm seit dieser Zeit im Dienste
der Wissenschaft geleisteten Arbeit den ihm verliehenen

DOKTORGRAD

der Fakultät für Maschinenwesen

Aachen, den 29. August 1978

Der Rektor



Der Dekan



Il compimento del 75° anno di età ed il 50° anniversario della laurea del Professor Dr.-Ing. E.h. Giuseppe Gabrielli sono per la Rheinisch Westfaeliche Technische Hochschule Aachen, che ha potuto dare nel passato il suo contributo per la formazione scientifica della sua brillante carriera, motivo di un sincero e cordiale compiacimento e ricordo.

Giuseppe Gabrielli frequentò nel 1926-27 l'Aerodynamischen Institut della Hochschule, allora diretto da Theodor von Kármán; conseguì il titolo di Doktor-Ingenieur il 28 giugno 1928 con una tesi « Ueber die Torsionsteifigkeit eines freitragenden Fluegels mit Konstanten Holm-und Rippenquerschnitt ».

L'Istituto che è diventato il Centro creativo per la ricerca e l'insegnamento nel campo aeronautico e spaziale in Aachen, ha seguito sempre con interesse l'allievo Gabrielli ed i suoi eccezionali risultati, che partendo dalle teorie e dalle ricerche scientifiche hanno aperto nuove vie allo sviluppo tecnologico aeronautico.

Il nome Gabrielli, tra i numerosi allievi che hanno frequentato l'Istituto durante i suoi 65 anni di esistenza, ha sempre avuto una risonanza particolare.

La felice unione del talento scientifico con la creatività tecnica che Gabrielli possiede, trova la sua espressione in numerose pubblicazioni scientifiche e tecniche che si basano sui principi dell'aerodinamica, della meccanica del volo, della propulsione, sui problemi di resistenza e metodi di costruzione ed in particolare si concreta nei suoi velivoli che come marchio portano l'iniziale del suo nome.

In segno di riconoscimento ed apprezzamento la Technische Hochschule di Aachen ha conferito, su proposta della Facoltà di Meccanica, l'8 maggio 1964 al « geniale ingegnere creatore di un moderno indirizzo tecnico-scientifico ed al costruttore instancabile » (come viene detto nel Laudatio) il titolo e l'onore di Doktor-Ingenieur honoris causa.

Th. v. Kármán ha ammirato in una sua lettera scritta prima della morte « la straordinaria scienza e l'impegno del Dr. Gabrielli ».

La collettività internazionale nel campo scientifico e tecnico ritiene che il Sig. Gabrielli sia una personalità altamente comunicativa e concreta come l'autore di queste righe ha constatato incontrandolo all'« Advisory Group for Aerospace Research and Development » della Nato ed al Board of Directors dell'Institute for Fluid Dynamics von Kármán.

Corrisponde a tradizioni accademiche antiche di conferire ad ex-allievi che hanno acquistato particolari meriti nel campo scientifico e che hanno conservato il legame con il loro Istituto, in occasione del 50° Anniversario della laurea il

GOLDENEN DOKTOR DIPLOMS

Questo è allo stesso tempo l'espressione di ringraziamento ad un uomo che in modo esemplare ha adempiuto durante tutta la sua vita i doveri accademici unendo l'insegnamento e la dedizione al binomio scienza e tecnica.

Al festeggiato per età e professione vanno gli auguri di lunga vita.

PROF. ALEXANDER NAUMANN
già Direttore dell'Aerodynamischen Institute
della Technische Hochschule in Aachen

Le moderne condotte forzate cerchiatae.

Le condotte forzate cerchiatae hanno assunto dopo la guerra una speciale importanza a causa della tendenza, nei moderni impianti idroelettrici, di sfruttare in un sol salto le più alte cadute spesso per mezzo di unità potentissime.

L'importante problema delle condotte cerchiatae riveste oggi però un aspetto diverso da quello che esso ebbe sino a pochi anni addietro. Lasciando da parte la cerchiatura delle condotte di legno che ancor oggi è di piena attualità ⁽¹⁾ ma prendendo in considerazione esclusivamente le tubazioni metalliche, si osservi che mentre per il passato l'impiego degli anelli cerchiati era motivato puramente per ragioni di resistenza e per una pretesa economia, oggi invece l'impiego della cerchiatura si impone tutte le volte che si hanno delle condotte soggette agli elevati battenti di cui sopra per evitare così difficoltà tecnologiche che talvolta renderebbero addirittura impossibile la costruzione della condotta liscia senza che le sollecitazioni indottevi dalla forte pressione interna vengano a superare quei limiti che sono consigliati dall'esperienza e che tengono prudentemente conto delle incognite che racchiude la linea di saldatura in ispecie quando si tratta di spessori non indifferenti.

Di qui la tendenza dei costruttori moderni a contenere gli spessori massimi delle tubazioni saldate entro un limite conveniente (22 ÷ 24 mm) ricorrendo ove sia duopo agli anelli cerchiati che vengono infilati a caldo sul tubo. Si ottengono così le tubazioni cerchiatae che — come disse il Ch.mo Prof. Panetti — contengono in sé un elemento di garanzia del più alto pregio introducendo con gli anelli cerchiati *ottenuti senza saldatura* un organo resistente che esclude le linee di minor robustezza inevitabili nelle tubazioni saldate ⁽²⁾.

La determinazione della distribuzione delle tensioni interne in un tronco di tubo rinforzato con anelli o con nervature è un problema del più alto interesse pratico. Esso fu risolto da diversi Autori sin dallo scorso secolo ed i più recenti studi al riguardo sono quelli del Dott. Ing. R. Lorenz ⁽³⁾, del Prof. G. Albenga ⁽⁴⁾ e del Prof. G. Cook ⁽⁵⁾.

⁽¹⁾ « Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure », anno 1920.

⁽²⁾ « Atti della IX Riunione dell'Associazione Italiana per gli Studi sui materiali da costruzione », Torino, aprile 1922.

Veggasi pure in proposito la pregevole pubblicazione *Norme e dati sulle condotte forzate* (1923) della rinomata Società Tubi Togni di Brescia la quale anche in questo ramo delle sue costruzioni ha fama mondiale.

⁽³⁾ R. LORENZ, *Achsisymmetrische Verzerrungen in dünnwandigen Hohlzylindern* (Z. d. V. D. I., 1908).

⁽⁴⁾ G. ALBENGA, *La cerchiatura delle condotte forzate*, « Atti della R. Accademia delle Scienze di Torino », anno 1914, vol. 49.

⁽⁵⁾ G. COOK, *The stresses in pipes reinforced by steel rings*, « Engineering », anno 1923, pag. 477.

Le ipotesi semplificative contenute in questi autorevoli scritti, che erano certamente conciliabili con le caratteristiche geometriche delle condotte allora adottate, non sono in parte più ammissibili oggi perché le elevatissime pressioni corrispondenti a battenti di 1000 e più metri hanno completamente mutato le caratteristiche geometriche stesse.

Basta confrontare una qualunque condotta dell'ante-guerra ⁽⁶⁾ con le recenti condotte della centrale di Venaus per vedere la enorme differenza che intercede fra esse non soltanto negli spessori adottati ma, soprattutto, nella distanza degli anelli. Questi sono ora così vicini che il rapporto tra la parte di tubo scoperto compreso tra due anelli consecutivi e la larghezza degli anelli è minore di uno ed in generale si mantiene intorno all'unità. Ciò dimostra come non è più ammissibile supporre nel calcolo ogni anello come se fosse concentrato in una sezione trasversale della condotta; cosa che è invece perfettamente lecita — come dimostreremo in seguito — quando il suddetto rapporto è sufficientemente alto.

Il tentativo di trovare il regime statico delle moderne condotte forzate cerchiatae tenendo conto della loro principale caratteristica è qui svolto. Esso si basa sulla ipotesi di trascurare le forze di attrito che si sviluppano durante la deformazione tra l'anello e la superficie del tubo da esso abbracciata.

Con grato animo esprimo al Ch.mo Sig. Ing. Luigi Croce i miei più sentiti ringraziamenti per le cortesie ed interessantissime indicazioni che mi ha fornito.

Si prescinde nell'indagine che segue delle eventuali azioni, dirette assialmente, che ogni tronco di condotta risente per effetto dei tronchi contigui ed inoltre non si tiene conto del peso del tubo e di quello dell'acqua in esso contenuta poiché, a causa della vicinanza degli appoggi, le sollecitazioni da esso indotte sono trascurabili rispetto a quelle prodotte dalla forte pressione interna.

Consideriamo un tronco di tubo compreso tra due anelli successivi. Esso si comporta come un cilindro incastrato imperfettamente alle due estremità quando sia premuto uniformemente dall'interno. Supponendo che lo spessore h' della parete del tubo sia piccolo rispetto al suo raggio medio r'_m e che le sezioni trasversali delle lamelle elementari longitudinali in cui può immaginarsi diviso il tronco cilindrico si mantengano piane durante la deformazione, si può scrivere la seguente equazione

⁽⁶⁾ BECHMANN e BABINET, « Annales des Ponts et Chaussées », anno 1905, Terzo trimestre.

che dà lo spostamento radiale Y in un punto qualsiasi della parete del tubo (fig. 1).

$$\frac{d^4 y}{dx^4} + \frac{m^2 - 1}{m^2} \frac{12}{r_m^2 h^2} y - \frac{m^2 - 1}{m^2} \frac{12 p r_0}{E r_m h^2} = 0 \quad (1)$$

dove r_0 e r'_m sono rispettivamente il raggio interno e il raggio medio del tubo, h' lo spessore, E il modulo di elasticità a tensione normale, $1/m$ il coefficiente di Poisson, Y lo spostamento radiale in un qualsiasi punto di ascissa X misurata parallelamente all'asse del tubo a partire da un'origine (scelta ad arbitrio) che noi fissiamo sulla mezzzeria del tronco considerato.

Il coefficiente $\frac{m^2 - 1}{m^2}$ tien conto dell'impedita deformazione trasversale delle lamelle elementari longitudinali in cui può immaginarsi scomposto il tronco cilindrico considerato tagliandolo con piani passanti per il suo asse (7). Prendendo per l'acciaio $\frac{1}{m} = 0,3$ o $0,25$ si ha $\frac{m^2 - 1}{m^2} = 0,91$ ovvero $0,937$ rispettivamente.

In ogni caso esso differisce poco dall'unità; se si sostituisce con questa nella (1) si ottiene la stessa equazione che si otterrebbe trattando una qualunque delle lamelle longitudinali suddette del tubo come una trave inflessa sollecitata, oltre che dalla pressione idrostatica, dalle reazioni elastiche che si sviluppano sulle due facce messe a nudo dal taglio coi due piani diametrali (8). La soluzione della equazione precedente è:

$$Y = C_1 e^{\alpha x} \sin \alpha x + C_2 e^{\alpha x} \cos \alpha x + C_3 e^{-\alpha x} \sin \alpha x + C_4 e^{-\alpha x} \cos \alpha x + \frac{p r_0 r'_m}{E h'}$$

dove:

$$\alpha = \sqrt[4]{\frac{3}{r'_m h^2} \frac{m^2 - 1}{m^2}} \text{ e per } \frac{1}{m} = 0,3 \text{ si ha } \alpha = \frac{1,285}{\sqrt{r'_m h'}}$$

Per la simmetria rispetto all'asse Y si ha necessariamente:

$$C_2 = C_1 = \frac{C}{2} \quad \text{e} \quad C_4 = -C_3 = \frac{D}{2}$$

ove C e D sono due costanti incognite. Quindi:

$$Y = C \cdot Ch \alpha x \cos \alpha x + D \cdot Sh \alpha x \sin \alpha x + \frac{p r_0 r'_m}{E h'}$$

Si noti che $\frac{p r_0 r'_m}{E h'}$ rappresenta l'aumento di raggio che subirebbe il tubo se mancasse la cerchiatura.

Un'equazione analoga alla (1) può scriversi per l'anello (fig. 1)

(7) C. GUIDI, *Lezioni sulla Scienza delle costruzioni*, Parte seconda (pag. 274 della decima edizione).

M. PANETTI, *Studio statico dei serbatoi cilindrici*, Torino.

(8) R. LORENZ, *Op. cit.*

$$\frac{d^4 y}{dx^4} + \frac{m^2 - 1}{m^2} \frac{12}{r_m^2 h^2} y + \frac{12 r_i p_i(x)}{E r_m h^3} \frac{m^2 - 1}{m^2} = 0 \quad (2)$$

dove $p_i(x)$ indica la pressione unitaria che in tutti i punti di ascissa x il tubo trasmette all'anello.

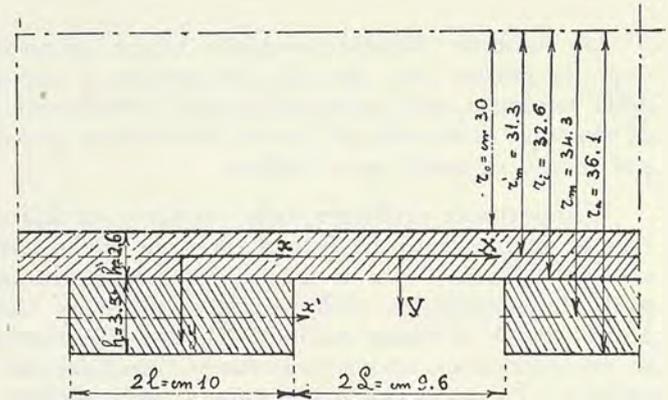


Fig. 1.

La porzione di tubo abbracciata da un anello è soggetta alla pressione idrostatica p interna, alla pressione esterna $-p_i(x)$ che rappresenta la reazione dell'anello sul tubo ed alle azioni taglianti radiali e flettenti distribuite lungo i contorni di base le quali rappresentano le azioni dei tronchi contigui (fig. 2). L'equazione relativa a questo tronco di tubo è:

$$\frac{d^4 y}{dx^4} + \frac{m^2 - 1}{m^2} \frac{12}{r'_m h^2} y + \frac{12 p_i(x) r_i}{E r'_m h^3} \frac{m^2 - 1}{m^2} - \frac{12 p r_0}{E r'_m h^3} \frac{m^2 - 1}{m^2} = 0 \quad (3)$$

Le curve che la (2) e la (3) rappresentano in forma differenziale devono essere identiche (cioè: sovrapponibili per traslazione in direzione dell'asse y) per cui la (2) e la (3) costituiscono un sistema di due equazioni del quarto ordine (9) contenenti le due funzioni y e $p_i(x)$ e la derivata quarta della prima. Eliminando $p_i(x)$ tra di esse si ha:

$$\frac{d^4 y}{dx^4} + K^4 y - H^2 = 0 \quad (4)$$

avendo posto

$$\frac{1}{m} = 0,3, \quad K^4 = 0,91 \frac{12 \left(\frac{h}{r_m} + \frac{h'}{r'_m} \right)}{r_m h^2 + r'_m h'^2}$$

ed

$$H^2 = 0,31 \frac{12 p r_0}{E (r_m h^2 - r'_m h'^2)}$$

La soluzione della equazione (4), con la condizione di simmetria rispetto all'asse y è:

$$y = A \cdot Ch \beta x \cos \beta x + B \cdot Sh \beta x \sin \beta x + \frac{H^2}{K^4}$$

ove A e B sono due costanti incognite e $\beta = 1,285$

$$\beta = 1,285 \sqrt[4]{\frac{h}{r_m} + \frac{h'}{r'_m}}$$

(9) T. BOGGIO, *Calcolo differenziale*.

Sostituendo questa espressione di y e quella della sua derivata quarta, che da essa immediatamente si deduce, nelle equazioni (2) e (3) si ottiene l'espressione di $p_i(x)$ in funzione delle stesse costanti A e B incognite, cioè

$$p_i = p_i(A, B, x)$$

Effettuando le sostituzioni suddette si ricava subito in forma esplicita la detta funzione; ma qui essa non ci interessa poiché, come è facile prevedere, non ci potrà servire a ricavare condizioni determinative per le costanti A e B incognite imponendo a $p_i(x)$ la condizione di simmetria rispetto all'asse y . Questa infatti è soddisfatta in conseguenza della stessa condizione già imposta a y per il legame fisico che intercede tra p_i e y e che le formule precedenti implicitamente traducono.

Le quattro costanti d'integrazione A, B, C e D si determinano colle seguenti condizioni:

$$\begin{aligned} y_{x=1} &= y_{x=-1}, & \left(\frac{d^2y}{dx^2}\right)_{x=1} &= \left(\frac{d^2y}{dx^2}\right)_{x=-1}, \\ \left(\frac{dy}{dx}\right)_{x=1} &= \left(\frac{dy}{dx}\right)_{x=-1}, & \left(\frac{d^3y}{dx^3}\right)_{x=1} &= \left(\frac{d^3y}{dx^3}\right)_{x=-1}. \end{aligned}$$

Eseguito le derivazioni e sostituendo le espressioni ottenute nelle equazioni precedenti si ottiene un sistema lineare di 4 equazioni in 4 incognite: A, B, C, D che risolto dà:

$$\begin{aligned} A &= \frac{\delta \{ 4\beta^2 \alpha^2 (m+n) [Q(M-N) - P(M+N)] - 8\beta^2 \alpha^4 p (M^2 - N^2) + 4\beta^2 \alpha^2 (m-n) [P(M-N) + Q(M+N)] \}}{\mathcal{D}} \\ B &= \frac{-\delta \{ 4\beta^2 \alpha^2 (m-n) [Q(M-N) - P(M+N)] + 8\beta^2 \alpha^4 q (M^2 + N^2) + 4\beta^2 \alpha^2 (m+n) [P(M-N) + Q(M+N)] \}}{\mathcal{D}} \\ C &= \frac{\delta \{ 4\beta^2 \alpha^2 (M-N) [p(m-n) + q(m+n)] + 8\beta^4 \alpha^2 P (m^2 + n^2) + 4\beta^2 \alpha (M-N) [q(m+n) - p(m-n)] \}}{\mathcal{D}} \\ D &= \frac{-\delta \{ -4\beta^2 \alpha^2 (M+N) [p(m-n) + q(m+n)] - 8\beta^4 \alpha^2 Q (m^2 + n^2) - 4\beta^2 \alpha (M-N) [q(m-n) - p(m+n)] \}}{\mathcal{D}} \end{aligned}$$

dove si è posto per abbreviare:

$$\begin{aligned} \mathcal{D} &= 4(\beta^2 \alpha + \beta \alpha^2) [p(m+n) - q(m-n)] \{ Q(M-N) - Q(M+N) \} - \\ &\quad - 8\beta^2 \alpha^2 [q(m+n) + p(m-n)] \{ P(M-N) + Q(M+N) \} - \\ &\quad - 8\beta^2 \alpha^4 (M^2 + N^2) (p^2 + q^2) - 8\beta^4 \alpha^2 (P^2 + Q^2) (m^2 + n^2) \\ m &= Sh \beta l \cdot \cos \beta l & M &= Sh \alpha L \cdot \cos \alpha L \\ n &= Ch \beta l \cdot \sin \beta l & N &= Ch \alpha L \cdot \sin \alpha L \\ p &= Ch \beta l \cdot \cos \beta l & P &= Ch \alpha L \cdot \cos \alpha L \\ q &= Sh \beta l \cdot \sin \beta l & Q &= Sh \alpha L \cdot \sin \alpha L \end{aligned} \quad \delta = \frac{r_0 p r'_m}{E h'} \frac{H^2}{K^4}$$

Ricavati i valori delle 4 costanti è nota immediatamente l'equazione del profilo del tubo e degli anelli. Potremo quindi trovare i valori delle tensioni ideali massime σ_t e σ_x (tensione periferica e longitudinale, rispettivamente) sostituendo nelle espressioni generali:

$$\sigma_t = E \frac{y}{r_m} \quad \text{e} \quad \sigma_x = E \frac{h}{2} \left| \frac{d^2y}{dx^2} \right|$$

al posto di y e di $\frac{d^2y}{dx^2}$ i valori massimi da essi assunti.

Tali tensioni sono dunque funzioni note di tutti gli elementi della tubazione (diametro interno, spessore del tubo; spessore, larghezza e distanza degli anelli) e della pressione interna. Fissati quindi in un calcolo di progetto alcuni di questi elementi (pressione interna, diametro, e, tenendo conto delle esigenze tecnologiche, lo spessore del tubo nonché per esempio la larghezza e lo spessore degli anelli) si potrà mediante grafici desumere l'andamento delle tensioni σ_t e σ_x in funzione della distanza degli anelli. Quindi con parecchi di questi grafici, relativi a differenti valori dello spessore e della distanza degli anelli, desumere quella configurazione che dà luogo al migliore sfruttamento del materiale.

Praticamente basta limitarsi a ricercare le variazioni della tensione σ_t .

Applichiamo le formule ricavate alla condotta della Centrale di Venaus che sfrutta mediante tre ruote Pelton di 26.000 HP cadauna un salto di 1100 m. Le tre motrici possono essere alimentate indipendentemente da una condotta ciascuna. Due di queste tre condotte sono identiche; la rimanente, costruita per ultimo, differisce in alcuni tronchi nelle dimensioni degli anelli e nella loro distanza dalle altre due. La costruzione e l'installazione delle condotte furono eseguite dalla Ditta « Ferrum ».

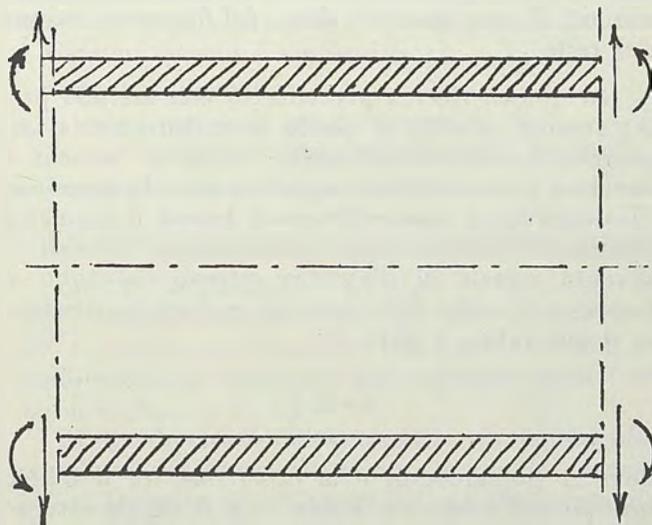


Fig. 2.

Prendiamo in considerazione uno degli ultimi tronchi il quale trovandosi a circa 1100 m sotto il bacino di carico ha nel suo interno una pressione idrostatica di 110 Cg/cm² circa. Le sue dimensioni sono indicate in figura 1. Si ha:

$$\begin{aligned} \alpha &= 0,143 & \beta &= 0,125 & \frac{H^2}{K^4} &= 0,0088 \\ \frac{r_0 p r'_m}{E h'} &= \text{cm } 0,0198 & \delta &= 0,011 \end{aligned}$$

Per le distanze fra due anelli consecutivi segnate nella 1^a colonna si deducono le deformazioni e le

tensioni che raccogliamo nel seguente specchietto:

| 2 L cm | $y_{x=0}$ cm | $y_{x=L}$ cg/cm ² | $(\sigma_t)_{x=0}$ cg/cm ² | $(\sigma_t)_{x=L}$ nel tubo | $\frac{(\sigma_t)_{x=0}}{\text{nel-l'anello}}$ cg/cm ² | $(\sigma_x)_{x=0}$ cg/cm ² | $(\sigma_x)_{x=L}$ cg/cm ² |
|-----------|-----------------|---------------------------------|--|--------------------------------|--|--|--|
| 9,6 | 0,015 | 0,013 | 1000 | 880 | 800 | 230 | 113 |
| 20,0 | 0,018 | 0,014 | 1190 | 940 | 840 | 80 | 244 |
| 150,0 | 0,0198 | 0,016 | 1270 | 1040 | 940 | — | 150 |

L'ultimo caso considerato si riferisce a una condotta che può farsi rientrare, per il grande valore del rapporto tra la distanza degli anelli e la larghezza degli anelli stessi, alla categoria delle antiche condotte cerchiare. Appliciamo ad essa le formule ricavate dal Ch.mo Prof. Albenga nel suo studio già citato; nell'ipotesi di anelli rigidi si ottiene:

$$(y)_{x=0} = \text{cm } 0,0192$$

che a causa appunto dell'ipotesi della rigidità degli anelli differisce in meno, ma di poco del valore sopra trovato: $(y)_{x=0} = \text{cm } 0,0198$.

In virtù del principio della sovrapposizione degli effetti potremo determinare l'influenza del forzamento degli anelli sulla distribuzione delle tensioni interne trovata nell'ipotesi di forzamento nullo, ricercando il regime delle tensioni interne in un tubo perfettamente scarico al quale vengono applicate a caldo gli anelli aventi il diametro interno minore, di una quantità data, del diametro esterno del tubo.

In questa ricerca procediamo con metodo perfettamente analogo a quello precedentemente impiegato: consideriamo cioè i soliti 3 tronchi e teniamo presente che è uguale a zero la pressione idrostatica p e che nell'istante in cui il diametro interno dell'anello — per la contrazione termica — diventa uguale al diametro esterno del tubo si hanno nell'anello delle tensioni unitarie periferiche σ_t il cui valore è dato da:

$$\sigma_t = E \frac{\Delta}{r_m}$$

dove Δ (forzamento) è la differenza tra il raggio interno dell'anello — freddo — e il raggio esterno del tubo.

Conservando le solite convenzioni e gli stessi assi coordinati di riferimento, l'equazione differenziale del profilo dell'anello è:

$$\frac{d^4 y}{dx^4} + \frac{12}{r_m^2 h^2} \frac{m^2 - 1}{m^2} y - \frac{12 p_f(x) r_i}{E r_m h^2} \frac{m^2 - 1}{m^2} + \frac{12 \Delta}{r_m^2 h^2} = 0 \quad (5)$$

dove p_f è la pressione unitaria, dovuta al forzamento, che il tubo esercita sull'anello.

In modo analogo per il tronco di tubo abbracciato dall'anello si ha:

$$\frac{d^4 y}{dx^4} + \frac{12}{r_m^2 h^2} \frac{m^2 - 1}{m^2} y + \frac{12 p_f(x) r_i}{E r_m h^2} \frac{m^2 - 1}{m^2} = 0 \quad (6)$$

La (5) e la (6) costituiscono un sistema in y e p la cui risoluzione è immediata. Si ha:

$$\frac{d^4 y}{dx^4} + K^4 y + \xi^2 = 0$$

dove

$$\xi^2 = \frac{2h}{r_m (r_m h^2 + r_m' h'^2)} \frac{m^2 - 1}{m^2} \Delta$$

L'integrale generale è della solita forma ed imponendogli la nota condizione di simmetria si ha:

$$y_f = \mathcal{A} Ch \beta x \cos \beta x + \mathcal{B} Sh \beta x \sin \beta x - \frac{\xi^2}{K^4}$$

dove \mathcal{A} e \mathcal{B} sono le due costanti d'integrazione (incognite). Vale anche qui per p_f l'osservazione fatta per p_i .

Il tronco di tubo compreso tra due anelli successivi è scarico internamente ed esteriormente ma alle sue estremità sono distribuite uniformemente delle azioni taglianti dirette radialmente e delle azioni flettenti (fig. 2).

Questo è un caso analogo a quello trattato dal Prof. Föppl nel V volume della sua *Technische Mechanik* nonché dell'Ing. Lorenz (op. cit.).

Per questo tronco di tubo si ha l'equazione:

$$\frac{d^4 y}{dx^4} + \frac{12}{r_m^2 h^2} \frac{m^2 - 1}{m^2} y = 0$$

che si ricava dalla (3) ponendovi $p = 0$.

La soluzione di questa equazione è (per la solita condizione di simmetria):

$$y = \mathcal{C} Ch \alpha x \cos \alpha x + \mathcal{D} Sh \alpha x \sin \alpha x$$

Le 4 costanti di integrazione si determinano imponendo le stesse condizioni di cui ci siamo serviti per determinare A , B , C e D . Valgono quindi le espressioni trovate per queste ultime in cui al posto di β si sostituisca $\frac{\xi^2}{K^4}$.

Si vede subito che y_f e y_f sono, secondo queste formule, per una data condotta, proporzionali al forzamento Δ .

Riassumo nel seguente specchietto i risultati ottenuti per la condotta di Venaus nei tre casi seguenti:

1°) esiste il forzamento $\Delta = \text{cm } 0,01$ ma è uguale a zero la pressione idrostatica; 2°) non esiste forzamento ed agisce la pressione idrostatica; 3°) coesistono le due condizioni:

| Casi | $y_{x=0}$ | $y_{x=L}$ | $(\sigma_t)_{x=0}$ | $(\sigma_t)_{x=L}$ | | $(\sigma_x)_{x=0}$ | $(\sigma_x)_{x=L}$ |
|------|-----------|-----------|--------------------|--------------------|------------------|--------------------|--------------------|
| | cm | cm | cg/cm ² | nel tubo | nel- l'anello | | |
| 1° | - 0,002 | - 0,003 | - 114 | - 200 | - 400 | 57 | 170 |
| 2° | + 0,015 | + 0,013 | 1000 | + 830 | 800 | 230 | 113 |
| 3° | + 0,013 | + 0,01 | 886 | 680 | 1200 | 287 | 213 |

Concetti e tendenze nella costruzione degli aeroplani metallici (*).

L'Autore riassume brevemente alcune delle sue prime lezioni introduttive su « Particolari di aeroplani metallici » tenute nell'anno 1927-28 al Corso Superiore di Costruzioni Aeronautiche presso la R. Scuola d'Ingegneria di Torino, diretto dal Prof. Panetti. Dopo aver accennato al problema fondamentale delle costruzioni metalliche e cioè il comportamento dei sottili spessori di metallo assoggettato a sforzi di compressione, l'Autore espone le caratteristiche meccaniche dei due materiali impiegati più comunemente: l'acciaio e il duralluminio; accenna poi al comportamento del dural e delle altre leghe analoghe all'azione dell'acqua del mare e degli agenti atmosferici e cita i metodi sviluppati, in Inghilterra e in America specialmente, per preservare il duralluminio dalla corrosione. L'Autore si ferma a considerare il discusso problema della resistenza alla « fatica » del duralluminio e riporta i risultati ottenuti in proposito presso la Fabbrica Junkers. Dopo aver accennato al problema delle chiodature e alle norme da darsi per loro disegno, l'Autore passa ad illustrare (con l'ausilio di schizzi in parte originali) i concetti informativi delle costruzioni Junkers, Rohrbach e Dornier, mettendo in rilievo le origini e le tendenze manifestate nelle rispettive realizzazioni. Dopo una rapida rassegna sulla produzione di tutti gli altri più noti costruttori, l'Autore, conclude affermando che la tendenza manifestata primieramente dal dott. Rohrbach nei suoi apparecchi con ali a cassone (con fasciame liscio e parti anteriore e posteriore riportate) e con forte carico per mq è destinata a seguire la via pel successivo sviluppo dei grandi apparecchi metallici. Circa il materiale da impiegarsi l'Autore ritiene che se i processi di protezione del duralluminio dall'azione corrosiva dell'acqua del mare saranno resi sicuri e industriali, questo materiale non tarderà ad avere il sopravvento sull'acciaio.

1. Il problema fondamentale delle costruzioni metalliche.

La difficoltà più grave che s'incontra nello studio e nel disegno degli aeroplani metallici è originata dal comportamento di sottili spessori di metallo assoggettato a compressione. Tale difficoltà non esiste quasi affatto nelle costruzioni in legno poiché in queste sempre risulta che, anche per forze relativamente piccole, necessitano sezioni sufficientemente grandi e facili a realizzarsi. Per contro nella costruzione metallica degli aeromobili a causa dell'alta resistenza specifica del materiale sono richiesti spessori molto piccoli.

Invero a parità di peso gli spessori del legno, del duralluminio e dell'acciaio stanno fra di loro all'incirca come 11 : 3 : 1 (come i reciproci dei rispettivi pesi specifici).

Per mostrare chiaramente il comportamento di pezzi metallici di sottile spessore soggetti a compressione e indicare la via da seguire per la migliore utilizzazione della sezione del metallo, riportiamo un suggestivo esempio tratto da alcune esperienze fatte dal Dornier nel 1911. Un angolare di alluminio delle dimensioni 20 x 20 x 1 mm della lunghezza di 140 mm fu assoggettato a compressione assiale.

Per paragone fu provato allo stesso modo un altro angolare dello stesso sviluppo: le ali di que-

sto secondo angolare erano risvoltate però di 2 mm. I risultati furono i seguenti:

angolare normale:

carico di compressione kg 650
sollecitazione specifica 16,3 kg/mm²

angolare con bordi risvoltati:

carico di compressione kg 922
sollecitazione specifica 23,0 kg/mm²

Inoltre nell'angolare normale si manifestavano forti ondulazioni nelle ali già per un carico di 500 kg mentre nell'angolare con bordi risvoltati tali ondulazioni si manifestavano soltanto verso i 900 kg di sforzo.

Malgrado che il momento d'inerzia dell'angolare con bordi risvoltati sia minore di quello senza risvolti, il carico di compressione per l'influenza dell'irrigidimento dei risvolti fu aumentato del 42%.

Così pure in pratica si danno dei casi in cui il cedimento del profilo compresso avviene non nel piano del minimo momento d'inerzia, ma addirittura nel piano in cui questo è massimo e ciò a causa della insufficiente rigidità di parti elementari del profilo stesso proprio nel piano in cui è massimo il momento d'inerzia dell'intera sezione.

Risulta chiaramente da qui che nello studio di un qualunque pezzo assoggettato a compressione della struttura dell'aeromobile, bisogna preoccuparsi non soltanto di conferire alla sezione resistente il momento d'inerzia necessario secondo le formule pel calcolo dei solidi compressi ma occorre contemporaneamente studiare la forma della sezione (o come si dice comunemente il « profilo ») in modo

(*) Comunicazione del Laboratorio di Aeronautica della R. Scuola d'Ingegneria di Torino al Congresso annuale dell'A.I.D.A., Torino, settembre 1928 - VI.

che siano contrastati i fenomeni di cedimento locale sopra illustrati. Fenomeni analoghi di cedimento si verificano anche per aste tubolari che — teoricamente — sono le più convenienti per i solidi compressi. Infatti per la sezione circolare si ottiene il momento d'inerzia necessario col minimo peso se si fa il diametro sufficientemente grande e lo spessore conseguentemente piccolo. In pratica però, a causa del comportamento delle pareti compresse di spessore sottile, si ha un limite a questo concetto perché esiste un ben determinato rapporto tra lo sviluppo e lo spessore delle pareti per ottenere con un dato peso la massima utilizzazione del materiale. Ciò vale anche per gli ordinari profili aperti ad U, a L, a T, ecc. i quali quindi possono trovare razionalmente applicazione sino ad un ben determinato carico di compressione.

È chiaro però che minore è il peso specifico del materiale e più ampi sono i limiti per la possibilità di applicazione dei profili aperti più comodi costruttivamente.

Questo è uno dei pregi più grandi del duralluminio rispetto all'acciaio specie quando si tratta di sopportare piccoli sforzi.

2. Caratteristiche e proprietà dei materiali impiegati. L'acciaio e il duralluminio.

Si può dire che oggi due soli sono i materiali impiegati in grande nelle costruzioni metalliche degli aeromobili: l'acciaio e il duralluminio.

a) Caratteristiche meccaniche.

Le caratteristiche del duralluminio, impiegato quasi esclusivamente sotto forma di lamiere o di profilati ricavati da queste, o di tubi, sono quasi costanti come si rileva dal diagramma di fig. 1, dove sono riportate le medie mensili di migliaia di prove eseguite nel Laboratorio della Zeppelin Werk-Lindau negli anni 1920-1921:

resistenza specifica kg/mm^2 40; allungamento 16%;

peso specifico 2,8;

modulo di elasticità (medio) 700.000 kg/cm^2 ;

coefficiente di dilatazione termica 0,0000226;

non è saldabile praticamente.

Per contro si hanno svariatissime qualità di acciaio con caratteristiche molto differenti.

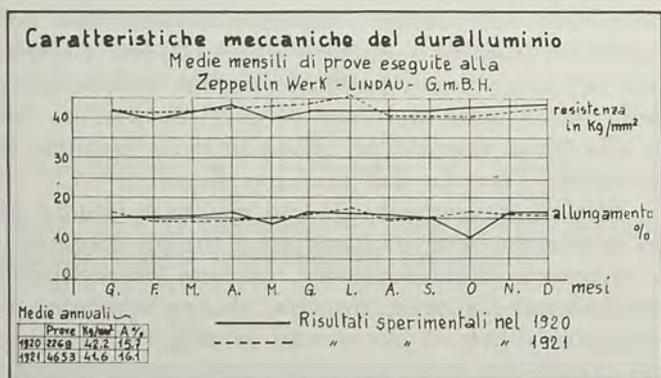


Fig. 1.

I tubi in acciaio hanno una resistenza di 45-50 kg/mm^2 con un allungamento del 10%.

La lamiera con resistenza da 45-50 kg/mm^2 ha un allungamento del 20% ed è facilmente piegabile saldabile a stagno e a ottone.

La lamiera da 90-80 kg/mm^2 ha un allungamento più basso (14%) ma si piega male se il suo spessore supera i 10/10 mm e si salda difficilissimamente.

La lamiera da 140 kg/mm^2 ha un allungamento del 6-8% ed è impossibile piegarla su piccoli raggi e saldarla.

L'acciaio per le pipe, i perni, ecc. è generalmente inossidabile e quindi ha forti percentuali di nichel, ha una resistenza di 60-70 kg/mm^2 con un allungamento del 14% ed è forgiabile (per es. acciaio Poldi TY 3 M).

Il materiale per i chiodi in dural ha le note caratteristiche. I chiodi in ferro sono esclusivamente di materiale da 45 kg/mm^2 .

b) Resistenza agli agenti atmosferici e all'azione dell'acqua del mare.

Pel duralluminio il processo di ossidazione provocato dagli agenti atmosferici se non è accelerato da azioni elettrolitiche come avviene per es. se si usano chiodi o bulloni in rame per l'unione di parti in duralluminio è lentissimo poiché uno strato di ossido lo protegge contro l'azione dell'acqua del mare e dell'umidità atmosferica dall'ulteriore ossidazione.

In ogni modo l'ossidazione viene completamente e sicuramente combattuta mediante vernice.

Le esperienze sull'influenza delle azioni atmosferiche e dell'acqua del mare sul duralluminio e sull'acciaio sono state per primo eseguite dal Dornier sin dal 1914 sul lago del Nord e sono state proseguite poi nello Stabilimento di Marina di Pisa. Le conclusioni a cui si è arrivati sono le seguenti:

1) Il duralluminio resiste all'acqua del mare se è ben protetto di vernice.

2) L'acciaio ordinario viene ossidato.

3) Non esiste alcuna nociva influenza tra acciaio e duralluminio.

4) Le leghe di acciaio (acciai speciali) sono più resistenti alla corrosione dell'ordinario acciaio al carbonio. Si trovano oggi in commercio varie qualità di acciaio inossidabile.

5) Rispetto al comportamento col dural le due qualità di acciaio sono equivalenti.

6) Gli angolari in dural sono soggetti a corrosione maggiormente delle lamiere.

7) Relativamente presto vengono corrose quelle parti in dural che, per lo scopo di una facile lavorazione, furono più volte trattate termicamente.

Per questa ragione il Dornier evita di applicare parti che richiedono un trattamento termico.

8) I chiodi in dural trattati termicamente prima della loro messa in opera (« raffinati ») resistono perfettamente all'azione dell'acqua del mare. Se non sono raffinati vengono rapidamente corrosi.

Sono invece atti a resistere all'azione dell'acqua del mare e agli agenti atmosferici se vengono giudiziosamente impiegati e se sono opportunamente protetti da vernici.

Sono stati anche sviluppati importanti procedimenti chimici per produrre artificialmente una ossidazione sui pezzi in duralluminio in modo da preservare sicuramente il metallo dalla corrosione. Il metodo che, sembra, abbia dato i migliori risultati è il processo di ossidazione elettro-chimica di Bengough e Stuart (1) che consiste nell'immergere il pezzo che si vuol proteggere in un bagno di acido cromatico facendolo funzionare da anodo. Si deposita sul pezzo una pellicola superficiale sottilissima di ossido di alluminio che aderisce al metallo stabilmente in modo da farne parte integrale. Sono stati fatti esperimenti per stabilire la resistenza alla corrosione all'acqua del mare ed è risultato, per es., che dopo 90 ore di immersione il duralluminio così trattato era perfettamente integro mentre l'ordinario dural non verniciato presentava sensibili corrosioni.

In America si tende ad aumentare la resistenza alle corrosioni di lamiera in duralluminio appor-tando sulle due facce della lamiera sottili strati di alluminio di alta purezza (99,96%). La lamiera spianata si assoggetta al trattamento termico (arroventamento a 500 °C e tempera). Le lamiere così ottenute hanno l'alta resistenza alle corrosioni dell'alluminio puro. In America il prodotto è noto col nome di Alclad (2) ed è stato applicato anche nella costruzione dei galleggianti.

Altri metodi di protezione del duralluminio sono stati studiati dal Reparto Tecnico per lo studio delle corrosioni della Deutsche Luft-Hansa e dal Laboratorio Sperimentale Aeronautico Tedesco (D. V. L.).

c) Resistenza alla « fatica ».

Una notevolissima obiezione che viene frequentemente sollevata contro l'impiego del duralluminio per gli organi più sollecitati della struttura di un aeromobile è che il duralluminio è un materiale che si « affatica » dopo un periodo relativamente breve nel quale viene assoggettato a sforzi. Si ritiene cioè che il duralluminio se è assoggettato ripetutamente ad una tensione uguale a una frazione di quella di rottura dopo un certo periodo si stanca e dopo avviene la rottura.

È necessario sottoporre a sforzo il materiale moltissimi milioni di volte. Se la sollecitazione nel materiale è una frazione ancora minore di quella di rottura allora il numero delle sollecitazioni necessarie sino a produrre la rottura del materiale sale rapidissimamente (3).

Nelle moderne costruzioni aeronautiche essendo comuni sollecitazioni di 1/10 : 1/7 di quelle di rottura si può dire che il pericolo del fenomeno della stanchezza del materiale non deve essere neanche preso in considerazione.

(1) BENGOUGH e SUTTON: *Engineering*, n. 8, 1926.

(2) Application of « Alclad » to Aircraft, By E. H. DIX - *Aviation*, n. 26, 1928.

(3) LEHR: *Das Verhalten der Werkstoffe bei schwingender Beanspruchung*. «Zentrablatt der Bauverwaltung», Heft, 16-17, 1928.

Avvengono ancor oggi accidenti e rotture in volo le quali sono addebitate ad un effetto di « stanchezza del materiale », ma ciò non è stato in nessun caso assodato. Mentre sembra molto più probabile l'ipotesi che la rottura si debba ad un difetto organico di costruzione o di progetto.

Da anni e anni volano apparecchi completamente in duralluminio nei quali mai si è manifestato il minimo accidente in volo dovuto alla rottura di un organo vitale.

In proposito è interessante citare il parere dell'Ing. Rohrbach il quale in tale campo ha una preziosa esperienza e nei suoi apparecchi, anche per gli organi più vitali, ha usato esclusivamente duralluminio.

Il Rohrbach ritiene l'acciaio e il duralluminio *equivalenti* agli effetti di quella che è chiamata la fatica del materiale poiché questa non è altro che la rottura che avviene se il materiale viene ripetutamente e spesso sollecitato sopra al limite elastico.

Anche le esperienze di Junkers, il quale nelle sue costruzioni usa esclusivamente duralluminio, confermano che esso non si comporta in ogni caso peggio del ferro.

Invero secondo esperienze della Fabbrica di Desau risulta che il dural ha una resistenza alle sollecitazioni oscillanti (*Dauerfestigkeit*) di circa 12 kg/mm².

Così pure le chiodature razionalmente disegnate tra pezzi di dural eseguiti con ribattini dello stesso materiale si conservano bene ed i fori non vengono ovalizzati. A tale conclusione fu condotto Junkers in seguito ad esperienze fatte su un impennaggio orizzontale messo in vibrazione da un motore elettrico. Fu constatato che malgrado una tensione maggiore di quella che si verifica in esercizio, dopo 1000 ore i chiodi non mostravano alcun allentamento.

3. Le chiodature di unione nelle costruzioni metalliche.

Le unioni di duralluminio vengono sempre effettuate mediante chiodatura poiché praticamente questo materiale non è saldabile. Nelle costruzioni in ferro la tendenza è oggi di ridurre al minimo la saldatura che crea nel materiale linee di incerta robustezza e quindi le unioni tra pezzi in ferro od acciaio si fanno con chiodi di ferro.

In tutte le unioni tra dural e acciaio debbono essere usati chiodi di ferro interponendo però dalla parte del dural una rondella di ferro sotto la testa del chiodo.

Il materiale dei chiodi in dural ha una resistenza al taglio di circa 17 kg/mm². Per queste chiodature non valgono le regole solite applicate nelle chiodature delle ordinarie costruzioni in ferro. Bisogna però interporre una rondella tra la testa del chiodo e la lamiera tutte le volte che si effettuano chiodature tra lamiera a spessore molto sottile (inferiore a 5/10) e il diametro del chiodo supera un certo limite che è in rapporto al minimo spessore delle lamiera da chiodare.

In caso contrario la rottura avviene non per taglio dei chiodi, ma per l'ovalizzazione dei fori e per lo strappamento della lamiera.

L'esperienza dimostra ad esempio che chiodando una lamiera in dural da 10/10 con un'altra da 4/10 con chiodi di diametro superiore a mm 2,5 e sottoponendo questo saggio a uno sforzo di trazione, prima ancora che nei chiodi sia raggiunta la resistenza al taglio la lamiera a sottile spessore s'ingobba in corrispondenza dei chiodi e poi si strappa.

Interponendo invece una rondella in acciaio si ottiene la rottura pel taglio del gambo sino a chiodi del diametro di mm 3.

La rondella inoltre ha il vantaggio di proteggere la lamiera a sottile spessore perché la difficoltà che si incontra in pratica nel chiodare lamiere in dural molto sottili (4/10-5/10 di spessore) è dovuta al fatto che nell'operazione di ribaditura, pur procedendo con molte cautele, le quali peraltro implicano un costo elevato di lavorazione, si possono produrre nella lamiera incrinature e tagli che compromettono la resistenza dell'unione.

Nell'impiego della chiodatura si osservano comunemente regole pratiche che risultano dall'esperienza e che qui sotto riassumiamo:

la lunghezza di L dei chiodi in duralluminio o acciaio è determinata dalla formula

$$L = \delta_1 + \delta_2 + \frac{9}{4} d$$

dove: d è il diametro del chiodo, δ_1 e δ_2 sono gli spessori delle lamiere; $3/4 d$ la lunghezza della testa fatta e $3/2 d$ la lunghezza libera per testa da fare.

Il diametro dei chiodi usati è funzione sia dello spessore delle lamiere da inchiodare che del numero delle lamiere stesse.

Per le chiodature in dural di diametro sino a 4 mm vale la tabella I.

Nel distribuire i chiodi occorre tener presente che la distanza dell'asse del chiodo dal bordo della lamiera deve essere di 2 a 2,5 d (minimo 6 mm).

Il passo dei chiodi per chiodatura ad una sola fila, è al minimo $p = 3,5 d$; per chiodature a 2 file il passo minimo è $p = 5 d$.

Per le lamiere di rivestimento il passo minimo è di 25-30 mm. Per le carenature o le capottature il passo può essere tenuto più alto sino a 50 mm.

Nel disegno e nella disposizione delle chiodature bisogna preoccuparsi soprattutto di rendere i chiodi, per quanto è possibile, « accessibili » in modo che per effettuare la ribaditura non si debba ricorrere all'impiego di utensili speciali che debbono essere studiati caso per caso e richiedono una spesa non indifferente ed una perdita di tempo considerevole, mentre non sempre garantiscono la bontà della chiodatura.

Da questo punto di vista l'impiego dei tubi e in generale di tutti i profili chiusi è sfavorevole perché l'unione di simili pezzi richiede quasi sempre l'impiego di utensili speciali (dei quali vedremo qualche esempio in seguito) costosi e che sempre portano ad una notevole perdita di tempo nella lavorazione.

Norme per le chiodature in duralluminio

| Spessore delle lamiere m/m | Numero delle lamiere | Chiodi duralluminio | |
|----------------------------|----------------------|---------------------|-----------|
| | | diámetro | lunghezza |
| 0,3 | 2 | 2 m/m | 4 m/m |
| 0,5 | 2 | 2,5 » | 7 » |
| 0,5 | 3 | 2,5 » | 8 » |
| 1 | 2 | 3 » | 10 » |
| 1 | 3 | 3,5 » | 10 » |
| 1 + 1,5 | 2 | 3,5 » | 12 » |
| 1 + 2 | 2 | 3,5 » | 12 » |
| 2 | 2 | 4 » | 15 » |
| 2 + 2,5 | 2 | 4 » | 15 » |
| 2 | 2 | 4 » | 15 » |

Distanza dell'asse dei chiodi dal bordo della lamiera = 2 a 2,5 d .
(minima m/m 6)

Distanza minima fra gli assi di chiodi di file diverse = 3,5 d .

Passo per una fila di chiodi (minimo) = 3,5 d .

Passo per due file di chiodi (minimo) = 5 d .

Per giunti sollecitati a trazione e recisione passo = 15 m/m.

Per lamiere di rivestimento » = 25 a 30 mm.

Per carenature e capottature » = 30 a 50 mm.

Lunghezza L del chiodo (Chavroff)

$$L = \delta_1 + \delta_2 + \frac{9}{4} d$$

d = diametro del chiodo; δ_1 , δ_2 = spessori delle lamiere.

$3/4 d$ = lungh. della testa; 1,5 d = lungh. p. testa da farsi.

Si può superare in molti casi questa difficoltà adoperando invece delle rivette ordinarie, le cosiddette *rivette tubolari* le quali sono essenzialmente costituite da tubicini in dural o in ferro aventi ad una estremità il bordo risvoltato.

All'altro estremo mediante apposito utensile viene prodotto in opera un risvolto.

Con questo sistema evidentemente la resistenza dell'unione è affidata alla pressione che il garbo della rivetta esercita contro il foro della lamiera ed occorre porre un giusto limite a tale pressione, il quale è dettato dall'esperienza.

Malgrado su questo argomento manchino esaurienti esperienze, si può ritenere che la pressione specifica a rottura (rapporto tra la forza e il prodotto dello spessore della lamiera o del tubo per il diametro della rivetta) sia uguale alla resistenza specifica del materiale.

Passiamo a descrivere i criteri costruttivi e le direttive che informano la costruzione delle ali di alcuni tra i più importanti costruttori.

4. Junkers.

Sin dal 1910 l'Ing. Ugo Junkers brevettò uno schema di aeroplano nel quale già affermava chiaramente, per primo, l'idea che l'ala, che è l'unico organo essenziale, deve assorbire gli altri organi del-

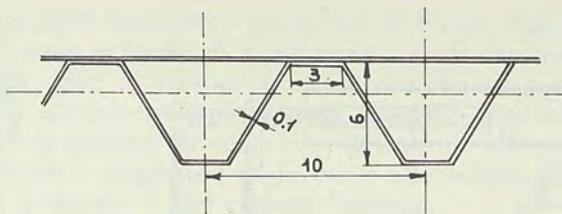


Fig. 2.

l'aeroplano. Ciò implica necessariamente l'uso di ali spesse.

Dopo sistematiche esperienze al canale del vento, Junkers mise in rilievo le proprietà dei profili spessi. Nel contempo costruì un aeroplano in ferro (monoplano J. I.), che volò nel 1915 con grande successo, nel quale l'organo resistente era costituito dal rivestimento in lamiera liscia di ferro di 0,1 mm di spessore rinforzata internamente con un secondo foglio di lamiera dello stesso spessore opportunamente sagomata e ad esso saldata, come è indicato in fig. 2. In questa ala il rivestimento aveva dunque essenzialmente un ufficio resistente sostituendo gli ordinari longaroni. E infatti non avrebbe potuto essere diversamente poiché il forte peso specifico del materiale non avrebbe certamente consentito un rivestimento « passivo ». Questo aeroplano di Junkers rappresenta un vero capolavoro di officina, ma è di poco valor pratico pur racchiudendo i più sani concetti teorici della razionale costruzione metallica.

Dopo questa costruzione Junkers constatata la gravissima difficoltà di creare un rivestimento metallico « attivo » prese le seguenti nuove direttive costruttive che così si riassumono:

- 1) non far lavorare il rivestimento metallico alla flessione principale dell'ala;
- 2) costruire non più in ferro ma in duralluminio come struttura principale.

Egli rimase sempre fedele al suo concetto dell'aeroplano ala al quale voleva accostarsi e quindi per creare l'ala e la fusoliera in un corpo unico egli fu condotto a scegliere per l'ala la posizione più bassa rispetto alla fusoliera che si prestava meglio di ogni altra posizione a lasciare libero lo spazio pel pilota e per le sistemazioni consentendo alla struttura resistente dell'ala di attraversare la fusoliera e di collegarsi a questa nel modo più razionale. Nacque così la famosa parte centrale degli aeroplani Junkers — il « Mittelstück » — che costituisce un saldissimo organo comprendente la parte centrale dell'ala, la cabina ed i castelli motori. Ad esso si collegano, mediante opportuni organi di attacco, le semiali e la parte posteriore della fusoliera la quale ha soltanto l'ufficio di forma e di portare gli impennaggi.

L'ala propriamente detta (fig. 3) è una superficie sghemba sulla quale si può disporre un sistema di generatrici rettilinee. Essa è completamente in duralluminio. I tubi longaroni sono disposti lungo alcune di tali generatrici e sono formati di pezzi di tubo a diametro gradualmente decrescente infilati uno nell'altro e chiodati tra di loro come è indicato in fig. 4.

L'accoppiamento delle ali con la parte centrale si fa con una unione a flangia analoga ai raccordi delle tubazioni per canalizzazione d'acqua (fig. 5).

Le diagonali delle due semiali sono costituite da lamierine in duralluminio chiodate sui longaroni. Esse sono ricavate da una striscia di lamierino piegata a W con le estremità appiattite (figg. 6 e 7).

Le diagonali sono chiodate ai tubi con chiodi in dural ribaditi esternamente. Gli utensili generalmente impiegati per eseguire queste chiodature ed altre consimili per l'unione fra di loro di tronchi di tubi o altri profili chiusi sono rappresentati in figg. 8 e 8 bis.

Lo scheletro del bordo di uscita è formato da una serie di centine terminali ognuna costituita da due lamiere stampate chiodate tra di loro.

Considerazioni sul modo di resistere dell'ala Junkers.

Come è evidente nell'ala Junkers il traliccio nel mentre riveste l'ufficio di collegare i vari tubi costituendo un insieme rigido partecipa alla funzione delle centine ordinaria ma si discosta essenzialmente da queste sia perché non serve a dare appoggio al rivestimento alare e a conferire la forma del profilo sia anche perché a differenza delle centine gli è affidato il compito di sopportare quasi integralmente lo sforzo di taglio che nelle ali ordinarie è invece totalmente sopportato dai longaroni.

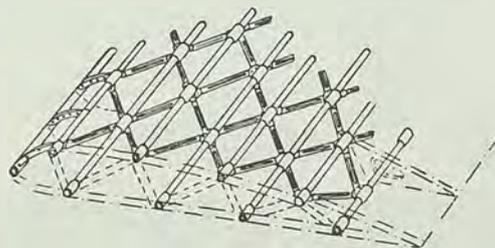


Fig. 3 - L'ala Junkers.

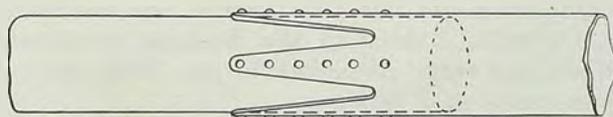


Fig. 4 - Unione dei tubi nei longaroni dell'ala Junkers.

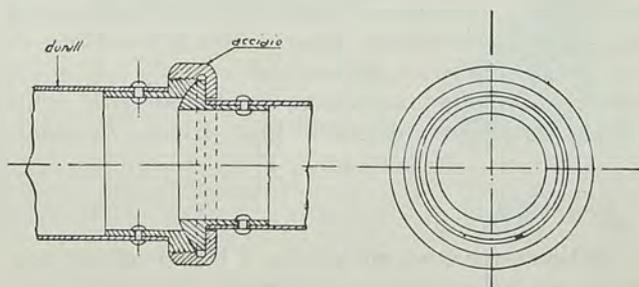
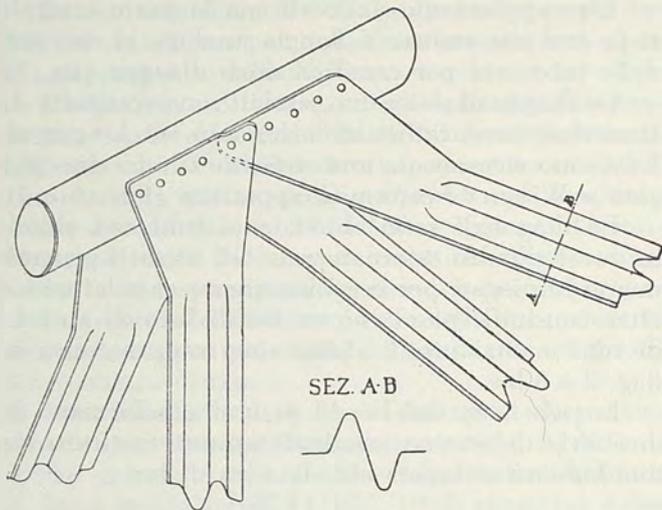


Fig. 5 - Unione delle ali alla parte centrale (Junkers).



Figg. 6 e 7 - Unione di diagonali ai longaroni.

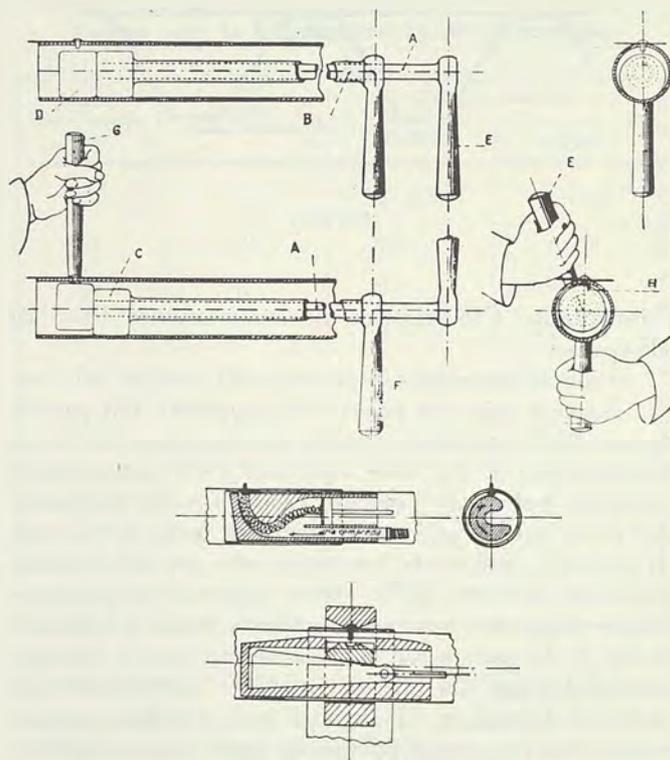
Nell'ala Junkers il rivestimento è fatto con sottili fogli ondulati di lamiera in dural (fissati ai tubi longaroni con chiodi in dural) per conferire una sufficiente rigidità agli sforzi locali.

Evidentemente tale rivestimento non contribuisce per nulla a resistere alla flessione principale dell'ala, ma serve efficacemente per darle una cospicua rigidità a torsione.

Un altro punto originale e caratteristico della costruzione Junkers è costituito dal citato « Rumpfmittelstück ». Questo sistema costruttivo, originalissimo, è molto bello e a nostro avviso rappresenta oggi l'unico esempio di una tendenza destinata a dominare le costruzioni future ossia la tendenza di fare dell'ala l'unico organo del velivolo nel quale tutti gli altri debbono essere strutturalmente uniti e direi quasi assorbiti nelle loro diverse funzioni.

5. Rohrbach.

Nelle costruzioni metalliche il Rohrbach rappresenta una originalissima tendenza oltremodo ricca di geniali risorse.



Figg. 8 e 8 bis - Dispositivi per chiodatura interna (Junkers).

Le caratteristiche dell'ala Rohrbach sono le seguenti: costruzione completamente in duralluminio compreso il rivestimento liscio, pianta generalmente rettangolare o trapezoidale a profilo costante.

Il Rohrbach impiega fondamentalmente lamiera e nastri in dural. Dove questo materiale deve essere profilato per ottenere una maggiore resistenza alla compressione usa profili aperti ottenendo così una struttura molto simile a quella navale. Il rivestimento dell'ala è resistente. Onde ridurre al minimo le difficoltà che provengono da un rivestimento metallico e rendere al massimo celere e spedito il lavoro di chiodatura nonché possibile l'ispezione nell'interno delle ali e degli impennaggi, queste sono formate da più parti di cui alcune hanno soltanto ufficio di forma e sono collegate con cerniere e bulloncini alla parte resistente. Ed invero ciascun pezzo d'ala è formato di 3 parti (fig. 9). Una parte centrale costituisce l'organo di forza e 2 parti aventi ufficio esclusivamente di forma: il becco di entrata e il becco d'uscita. La parte centrale dell'ala è a cassone (fig. 10) formata cioè da due costole verticali composte con un'anima di lamiera portante fuori triangolari imbottiti di alleggerimento, alla quale sono chiodati mediante angolari le solette formate con nastri di dural.

La lamiera di rivestimento, in dural, è chiodata alle solette dei longaroni a doppio T e sui risvolti delle centine. I giunti dei vari fogli di lamiera capitano in corrispondenza di ogni centina e l'unione è effettuata con coprigiunto esterno.

Il rivestimento è rinforzato internamente mediante profili ad \square ad esso chiodati parallelamente all'asse dell'ala.

Le parti anteriore e posteriore di forma, figg. 11 e 12, sono formate di tanti pezzi uguali intercambiabili uniti al cassone centrale ora descritto mediante cerniere semplicemente ottenute con squadrette di lamiera chiodate rispettivamente alle parti anteriore e posteriore di forma e alle solette delle travi a doppio T del cassone centrale.

Ciascuno di tali pezzi può essere asportato dall'ala togliendo i bulloncini delle cerniere. Se si aprono solo le cerniere inferiori o superiori il pezzo può essere ribaltato e si può facilmente ispezionare l'interno dell'ala in qualunque punto.

Nella fig. 13 vedasi rappresentata prospetticamente la parte anteriore dell'ala Rohrbach. Essa è formata da centine composte da un traliccio di profilati aperti sulle quali è chiodato un foglio di lamiera aventi i bordi risvoltati.

Le cerniere sono formate con le stesse piastrine opportunamente sagomate, che collegano i nodi del traliccio.

Le ali sono generalmente formate da 3 parti: una parte mediana che è fissata allo scafo o alla fusoliera e da 2 parti laterali che costituiscono le semi-ali. Queste sono unite alla parte centrale mediante bulloni disposti col loro asse parallelamente all'asse dell'ala e colleganti delle piastrine di acciaio chio-

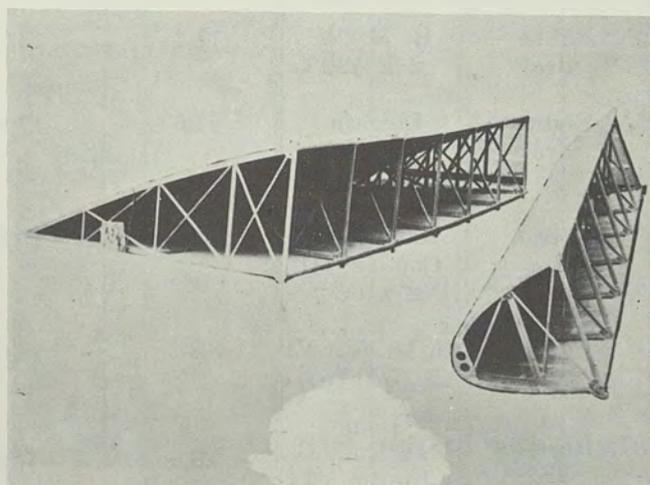
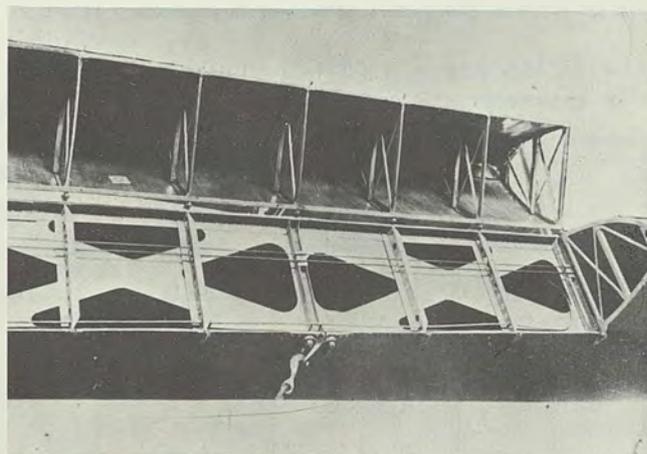
date alle solette delle travi a doppio T portanti appositi alloggiamenti per i bulloni stessi come vedesi nelle figg. 9 e 14. Tali bulloni di collegamento sono in numero di 4 per ogni trave a doppio T. Lo sforzo di taglio nella sezione d'incastro è sopportato da bulloni colleganti le anime delle travi a doppio T (fig. 14). Come vedesi, il Rohrbach scinde gli organi che sopportano lo sforzo di taglio da quelli che sopportano il momento flettente e precisamente allontana questi ultimi al massimo dall'asse neutro ponendoli all'altezza delle solette delle travi a doppio T che in corrispondenza dell'attacco e per un tratto più o meno lungo sono rinforzate con strisce di lamiera che ne raddoppiano lo spessore.

Razionalissimo è il sistema di ancoraggio del rivestimento alare alla estremità in corrispondenza della sezione di incastro. Ivi infatti (figg. 9 e 14) al rivestimento è sovrapposta e chiodata una striscia di lamiera di sufficiente larghezza che è chiodata alle solette dei longaroni a doppio T.

Da quanto si è detto risulta che nell'ala Rohrbach tutti i chiodi sono « accessibili » e quindi il costo di lavorazione è relativamente basso sia per la celerità con cui procede il lavoro di chiodatura sia anche perché non si richiedono attrezzaggi speciali.



Fig. 9



Figg. 11 e 12 - Parte anteriore e parte posteriore di forma dell'ala Rohrbach.

CASSONE CENTRALE DELL'ALA ROHRBACH

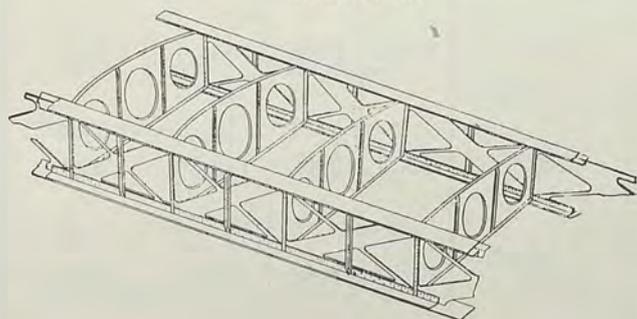


Fig. 10.

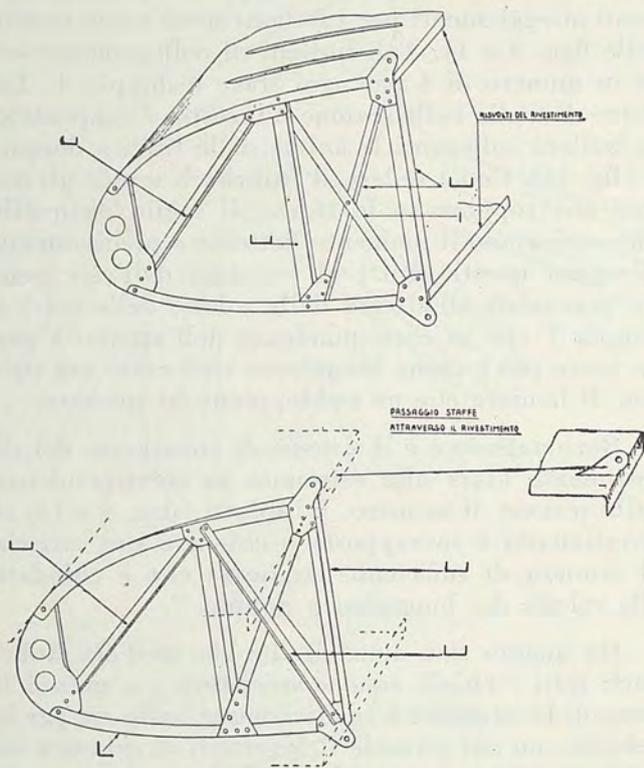


Fig. 13 - Parte anteriore dell'ala Rohrbach.

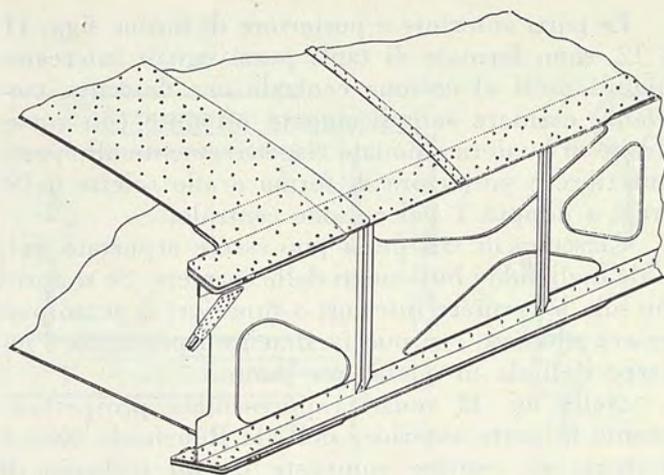


Fig. 14 - Attacco delle semiali Rohrbach.

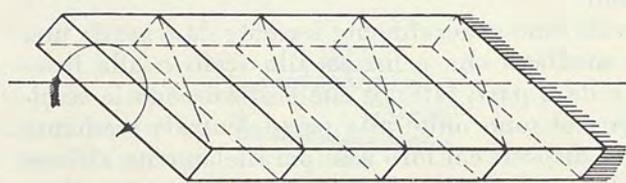


Fig. 15.

TABELLA II. — *Apparecchi Rohrbach.*

| Tipo | Motore HP | Apertura alare m. | Lunghezza m. | Superficie alare m ² | Peso a vuoto Kg. | Peso totale Kg. | Carico per m ² Kg/m ² | Velocità massima Km/h |
|------------------------|---|-------------------|--------------|---------------------------------|------------------|-----------------|---|-----------------------|
| Staaken 1920 terrestre | 4 Maybach 4 x 250 | 31,0 | 16,5 | 106,0 | — | 6000 | 56,6 | 196 |
| Roland 1926 terrestre | B. M. W. 3 x 420 | 26,0 | 16,4 | 88,0 | 4130 | 6500 | 74,0 | 215 |
| Rofix 1926 terrestre | B. M. W. 1 x 450 | 14,0 | | 28,0 | | 1850 | 66,0 | 257 |
| Robbe idro | B. M. W. 2 x 420 | 17,4 | 13,2 | 40,0 | 2000 | 3410 | 85,0 | 212 |
| Rodra idro | Lorraine Dietrich 2 x 450 | 27,5 | 17,2 | 73,4 | — | 6250 | 85,0 | 190 |
| Rocco idro | Rolls-Royce Condor III 2 x 650 | 26,0 | 19,3 | 94,0 | 6210 | 9700 | 103,0 | 212 |
| Romar Idro | B. M. W. VI 3 (500:750) | 36,9 | 22,0 | 170,0 | 9900 | 19000 | 112,0 | 208 |
| Rostra idro | Guome et Rhône «Jupiter VI» 2 (450/600) | 26,9 | 15,6 | 77 | 4340 | 8000 | 104,0 | 213 |

Considerazioni sul modo di resistere dell'ala Rohrbach.

Prendiamo in considerazione soltanto il cassone centrale dell'ala (poiché le parti anteriori e posteriori sono soltanto organi di forma) e supponiamolo incastrato ad un suo estremo.

Consideriamo due casi di sollecitazione:

1) l'ala è soggetta a soli sforzi flettenti senza torsione;

2) l'ala è soggetta ad un momento torcente.

Nel 1° caso l'ala s'inflette senza subire alcuna rotazione intorno al suo asse geometrico; una faccia del cassone è tesa e l'altra è compressa. Evidentemente la faccia tesa lavora in buone condizioni mentre il lembo compresso contribuisce soltanto parzialmente a sopportare la compressione in quanto è nervato con i profili interni.

Nel 2° caso l'ala subisce uno storcimento: la sezione frontale ruota rispetto a quella d'incastro. Il rivestimento entra allora efficacemente in azione e reagisce specialmente secondo le linee diagonali tratteggiate in fig. 15. L'intervento del rivestimento è tanto più sentito quanto maggiore è la rigidità delle centine che distanziano i longaroni.

L'ala subisce un angolo di torsione piccolissimo e i longaroni propriamente detti si inflettono relativamente di poco.

In conseguenza di questa sua grande rigidità l'ala è esente in volo da vibrazioni.

Riassumiamo nella tabella II le caratteristiche dei principali apparecchi costruiti da Rohrbach.

5. Dornier.

L'Ing. Claudio Dornier ha iniziato la costruzione di apparecchi metallici, impiegando per primo il duralluminio, nel 1914.

Le linee direttive del suo sistema di costruzione rimangono ancor oggi fundamentalmente inalterate e si possono riassumere brevemente così:

impiego esclusivo di acciaio e duralluminio. Fondamentale abolizione di impiego di tubi. Adozione esclusiva di lamiere e di profilati semplici, aperti o composti chiusi ricavati da nastri. Le unioni avvengono sempre mediante chiodature o con bulloni. Le saldature sono abolite.

Il Dornier ha trasportato nella costruzione dei velivoli la sua lunga pratica acquistata nella costruzione degli « Zeppelin » applicando le stesse direttive e preoccupandosi di studiare razionalmente i « profili » degli elementi soggetti a compressione.

Gli apparecchi metallici costruiti dal Dornier durante la guerra erano « idrovolanti colossali » dei quali riportiamo le caratteristiche principali nella tabella III.

Le ali di tali apparecchi avevano il rivestimento in tela. Esse non differiscono sostanzialmente nella loro costituzione dalle usuali costruzioni in legno. Come in queste le ali consistono di longaroni, centine e traliccio nel piano alare formato con traverse in dural e diagonali e controdiagonali in cavi di acciaio.

Il primo biplano (Rs I°) costruito nel 1914-15 aveva 4 longaroni dei quali due appartenevano alla

TABELLA III. — *Apparecchi giganti Dornier.*

| Tipo | Motore HP | Dimensioni principali | | | | Peso a vuoto Kg. | Carico utile Kg. | Carico m ² Kg/m ² | Carico per Kg. HP |
|-----------------------|--------------------|-----------------------|----------------|------------------|------------------------------|------------------------|------------------------|---|-------------------------|
| | | Lunghezza m. | Larghezza m | Apertura m. | Superficie m ² | | | | |
| Rs I (biplano) | Maybach 3 x 420 | 29,00 | 43,50 | { 43,50 37,75 | 238,8 | — | — | — | — |
| Rs II (biplano) | Maybach 4 x 240 | 23,88 | 33,20 | { 33,20 15,96 | 257 | 7100 | 2000 | 35,4 | 9,5 |
| Rs III (monoplano) | Maybach 4 x 260 | 22,74 | 37,00 | 37,00 | 226 | 7200 | 3470 | 47,3 | 10,26 |
| Rs IV (monoplano) | Maybach 4 x 260 | 22,30 | 37,00 | 37,00 | 226 | 7000 | 3500 | 46,5 | 9,70 |



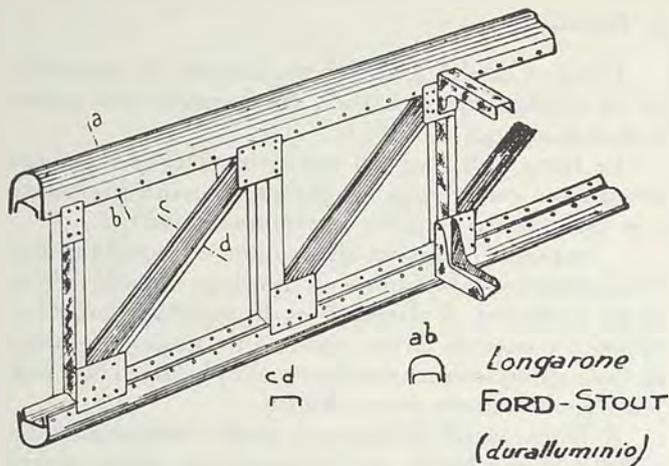


Fig. 16.

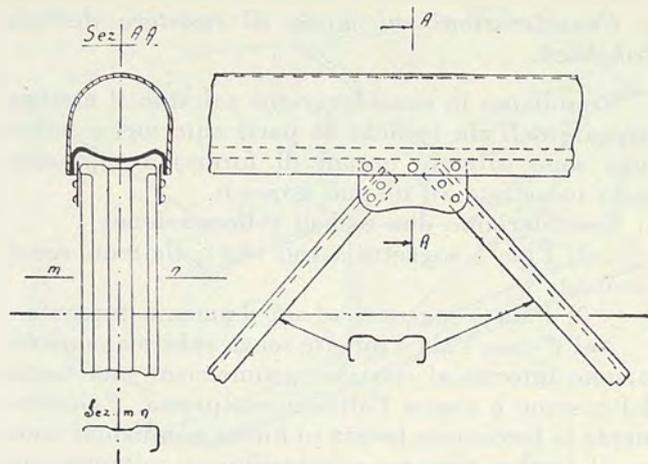


Fig. 18 - Particolari del longarone Dornier.

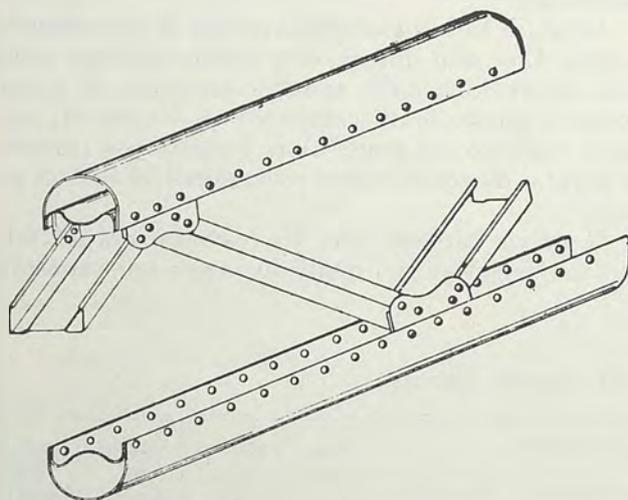


Fig. 17 - Longarone Dornier.

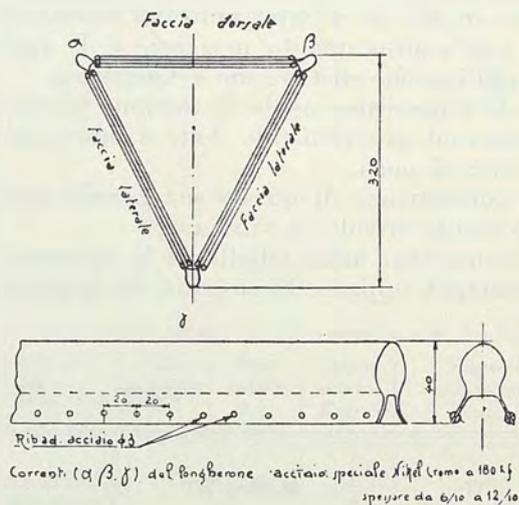


Fig. 19 - Antico longarone triangolare Dornier.

travatura della cellula mentre gli altri due contribuiscono a sopportare la flessione, ma attraverso alle traverse trasmettevano i loro carichi sui nodi principali della travatura stessa.

È importante notare che tutti i longaroni costruiti dal Dornier sono in acciaio mentre le centine sono in duralluminio. Ciò costituisce una caratteristica delle costruzioni del Dornier alla quale questi si è mantenuto sempre fedele dichiarando che tale combinazione dei due metalli: acciaio e duralluminio rispettivamente per i longaroni, che sono gli organi più altamente sollecitati, e le centine ha soddisfatto tutte le sue aspettative.

Si può obiettare che coll'impiego dell'acciaio il quale ha generalmente caratteristiche di resistenza non molto elevate (80 kg/mm² con un allungamento del 20%) si ha una considerevole perdita di peso rispetto all'impiego del duralluminio. Il vantaggio di una ipotetica maggiore resistenza alla fatica dell'acciaio rispetto al dural non sarebbe ragione sufficiente per giustificare l'impiego dell'ac-

ciaio poiché i montanti alari — che agli effetti della sicurezza della macchina hanno la stessa importanza dei longaroni — sono generalmente in dural.

Forse la preferenza per l'acciaio per i longaroni è motivata da una maggior facilità di lavorazione alla trafilatura e dal fatto che si è più garantiti sulla costanza delle caratteristiche meccaniche del metallo dopo che il pezzo è finito e ha quindi subito tutta l'azione della ribaditura, nel caso di acciaio che di duralluminio. Notiamo però che recentemente, in America, per i longaroni dell'apparecchio Ford-Stout (fig. 16) molto somiglianti a quelli del Dornier Wal (fig. 17), è stato usato il duralluminio.

I primi longaroni Dornier applicati negli apparecchi giganti (Rs I, Rs II, Rs III, Rs IV) erano del tipo triangolare, costituiti cioè da tre correnti a profilo chiuso composti di due parti (il mantello *a* e l'anima *b*) e collegati da tralicci come è indicato in fig. 19. I moderni longaroni (fig. 17) sono invece con due soli correnti, ma sostanzialmente presentano una struttura molto analoga all'antica. Infatti i

correnti sono costituiti sempre di 2 parti (anima e mantella chiodate insieme costituendo un trave tubulare.

I due correnti sono collegati da un sistema di diagonali fissate ai correnti mediante piastrine di lamiera d'acciaio irrigidite risvoltandone i bordi (figure 17 e 18).

Successivamente il Dornier è passato a costruire ali con rivestimento metallico ed il primo aeroplano di tale tipo, il « Do D. I. » fece le prove di volo nel 1918.

L'ala di tale apparecchio aveva 3 longaroni in duralluminio. A piccola distanza su questi longaroni erano poste delle centine ricavate con punzonatura e pressa da lamiera.

Su questo scheletro era chiodata la lamiera di rivestimento.

Secondo il Dornier si possono distinguere 3 tipi fondamentali di ali completamente metalliche:

1) ali nelle quali il rivestimento contribuisce completamente nel trasporto delle tensioni a flessione e taglio come anche a compressione nelle quali dunque il rivestimento forma la soletta o parte della soletta di una trave a cassone (es. Rohrbach);

2) ali nelle quali il rivestimento non ha alcuna o piccola parte nel sopportare le azioni principali sul sistema);

3) ali nelle quali il rivestimento rappresenta un semplice elemento di forma del quale non si tien conto nel dimensionamento dell'ala (Junkers);

È chiaro che il 1° modo di costruzione dal punto di vista dell'utilizzazione del materiale è il più razionale ma è altresì facile comprendere che senza l'applicazione di un grande numero di irrigidimenti che implicano un lavoro costoso, è impossibile di ottenere che il rivestimento lavori integralmente quando è assoggettato a compressione.

Il Dornier ha costruito alcune di tali ali completamente metalliche nel 1917-18 ottenendo ottimi risultati dal punto di vista dell'utilizzazione del materiale e quindi un peso veramente basso in confronto alla robustezza raggiunta.

Tale sistema di costruzione è stato però dal Dornier abbandonato a causa della difficile e costosa lavorazione.

Il 2° modo, che è stato in pratica sviluppato piuttosto estesamente dal Dornier negli apparecchi tipo

Komet e Merkur, in quanto consente di eliminare il traliccio nel piano dell'ala, compensa in parte il peso del rivestimento col peso di queste altre parti della struttura. Il lavoro di chiodatura è di molto facilitato poiché il rivestimento è costituito da una serie di striscie di lamiera contigue coi bordi risvoltati in fuori dell'ala nella direzione di volo e chiodati fra di loro.

Un analogo sistema di rivestimento è stato sviluppato in Francia dal Wibault nei suoi apparecchi (vedi fig. 20).

Il 3° sistema di rivestimento non è stato realizzato dal Dornier. Si può affermare che finora questi ha usato prevalentemente nei suoi apparecchi il rivestimento in tela; però nei suoi nuovi grandi idrovolanti sembra che il Dornier si orienti verso l'apparecchio con rivestimento metallico traente (1° sistema) e usi quasi esclusivamente il duralluminio.

7. Costruzioni diverse.

Si può affermare che sinora ad eccezione del Breguet e del Wibault nessun altro dopo i tre grandi costruttori tedeschi citati, ha usato il rivestimento metallico per le ali.

L'ala del nuovo apparecchio da bombardamento Breguet (fig. 21) è una recentissima realizzazione basata sui principi del Rohrbach: impiego del duralluminio, utilizzazione del metallo sotto le forme più semplici, riduzione al minimo dei pezzi imbotiti e fortemente piegati che necessitano un trattamento termico, longaroni alti con solette aderenti al profilo dell'ala, rivestimento in metallo. L'ala è formata da un cassone centrale e da due parti di forma riportate per lo scopo di una più semplice lavorazione.

Ad eccezione di questi costruttori e del Ford che ha mostrato coll'apparecchio Ford-Stout (fig. 16) spiccate tendenze pel sistema costruttivo Dornier, non si nota negli altri costruttori una netta linea propria nella struttura delle ali.

I longaroni del Breguet XIX (fig. 22) e longaroni S. E. C. M. (fig. 23) hanno i correnti costituiti da profili chiusi; per contro i longaroni De Mureaux

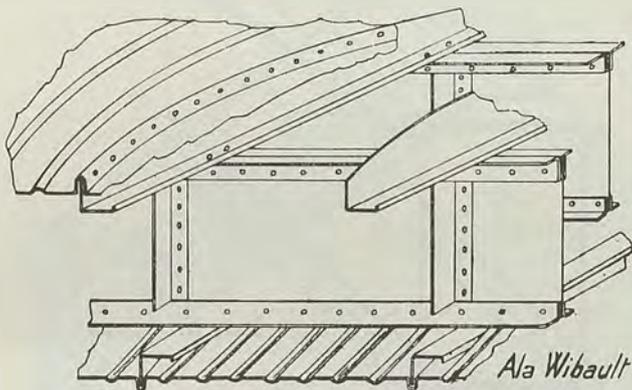


Fig. 20.

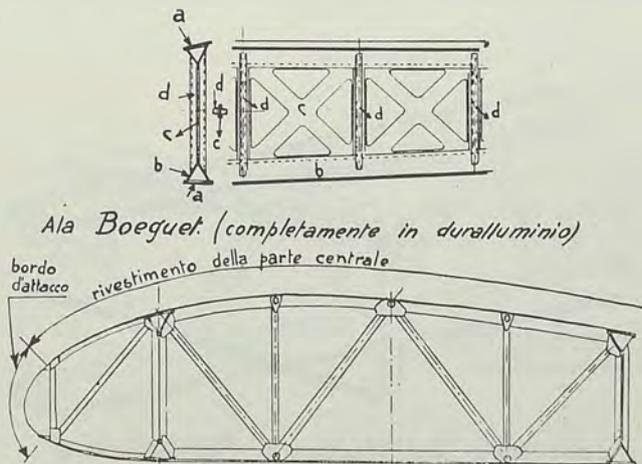


Fig. 21.

(fig. 24), Lioré et Olivier (fig. 25), A.C. 2 (fig. 26), Gourdon (fig. 27) e Nieuport (fig. 34), Boulton Paul (fig. 35) e Short Calcutta (fig. 36) hanno le solette costituite con angolari o altri profili aperti composti collegati o da un traliccio o da pareti di lamiera piene o alleggerite.

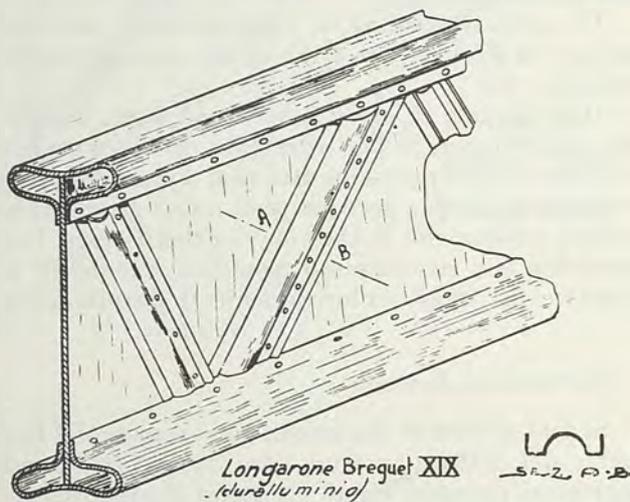


Fig. 22.

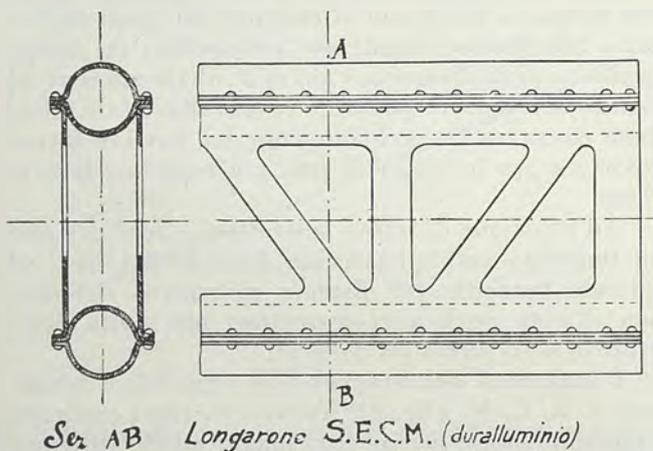


Fig. 23.

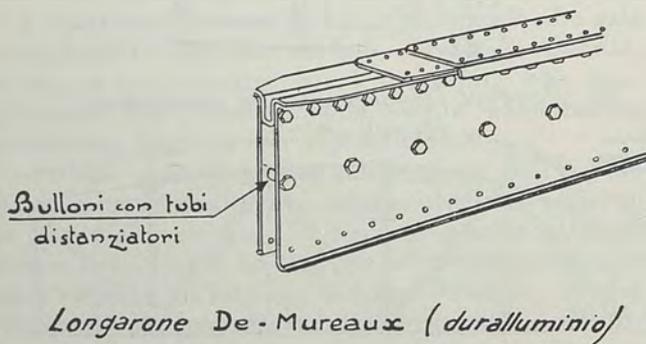
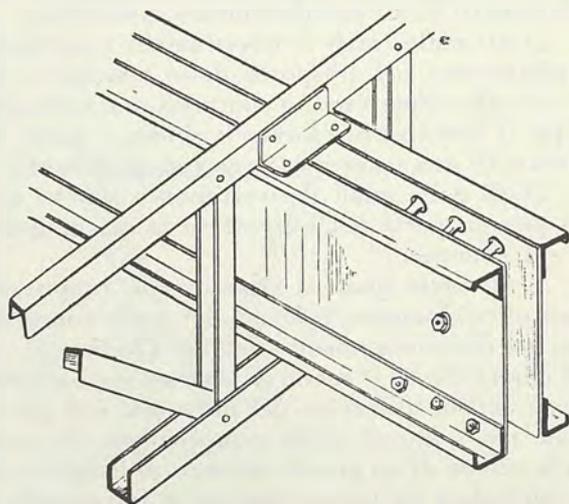


Fig. 24.

Il longarone Caudron-Deschamps (fig. 28) è invece costituito da un tubo a sezione rettangolare. Altri longaroni tubolari ma in acciaio sono quelli rappresentati in fig. 29 e il longarone Fiat (fig. 30) il quale ultimo però risulta composto di 2 [ricavati da striscie di lamiera e chiodati fra di loro, nei quali sono stati preventivamente praticati i fori di alleggerimento imbottiti.

Molto interessanti sono i longaroni americani della « Naval Aircraft Factory » (fig. 31) e il longarone Cook-Field (fig. 32) entrambi in duralluminio.

Nel 1° il corrente del longarone è ottenuto a forma triangolare chiudendo ai bordi delle lamiere risvoltate che costituiscono l'anima una striscia di lamiera profilata; nel 2° invece (che ricorda il lon-



Longarone e centina del
Lioré et Olivier 20 (duralluminio)

Fig. 25.

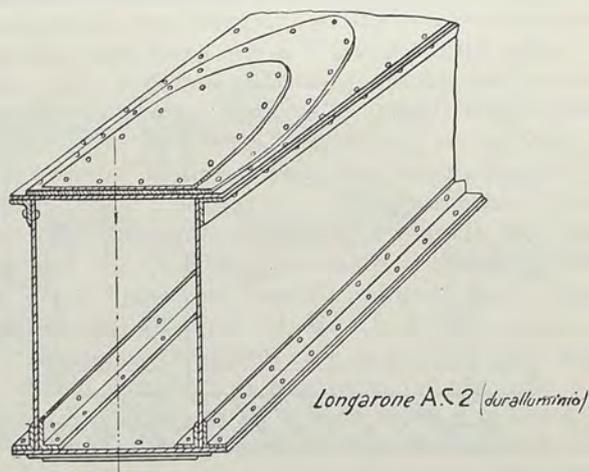


Fig. 26.

garone del Breguet XIX, fig. 22) ogni corrente è ricavato da una striscia di lamiera trafilata in modo da costituire un profilo chiuso; ai correnti sono chiodate le aste del traliccio le quali sono ottenute dallo stampo da strisce di lamiera. Altro longarone con correnti a profili chiusi è il già citato longarone

Ford-Stout (fig. 16). Un longarone molto originale che ricorda le strutture delle ordinarie costruzioni in ferro è il longarone Thomas-Morse (fig. 33). Esso è un semplice trafilato a doppio T in duralluminio le cui solette sono rinforzate dove occorre mediante fogli di lamiera ad esso chiodate.

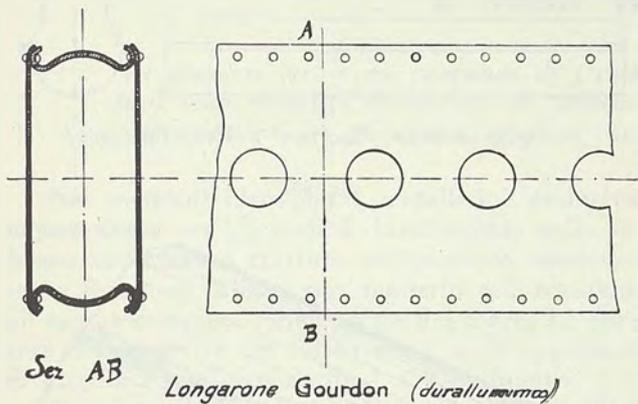


Fig. 27.

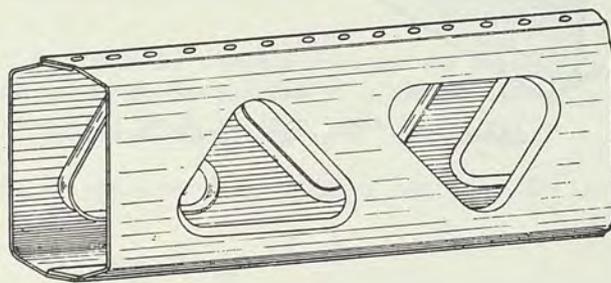


Fig. 30.

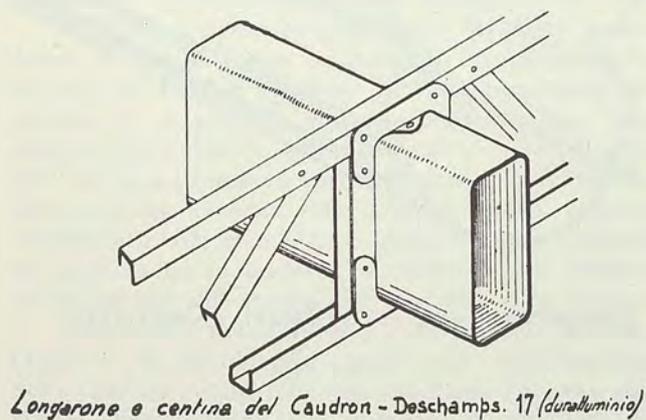


Fig. 28.

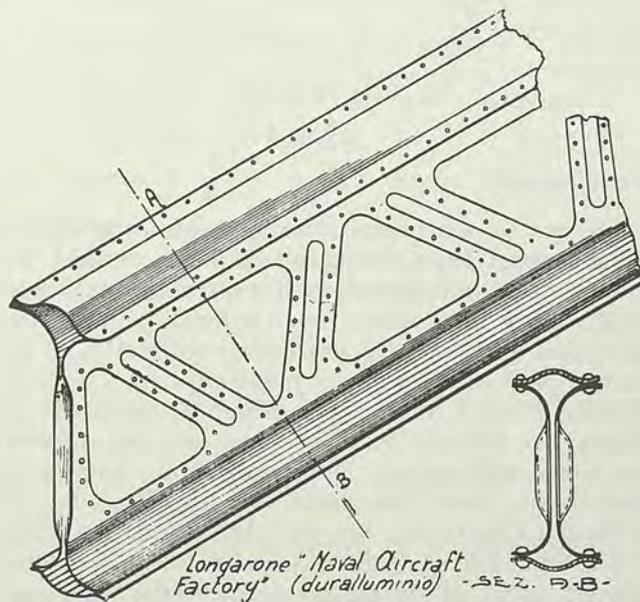


Fig. 31.

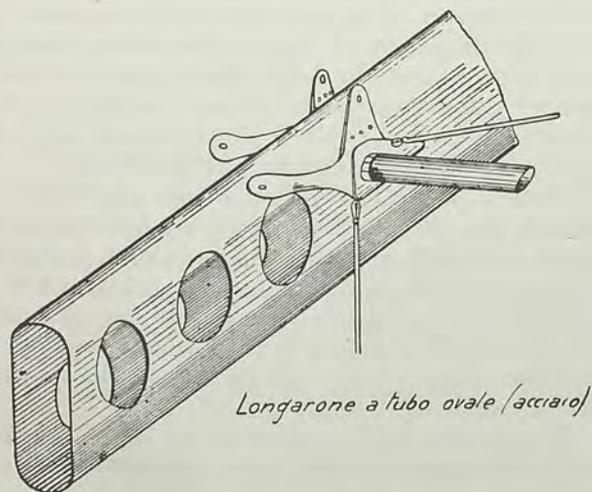


Fig. 29.

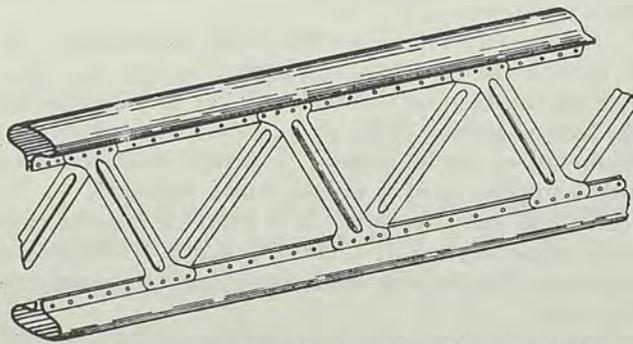
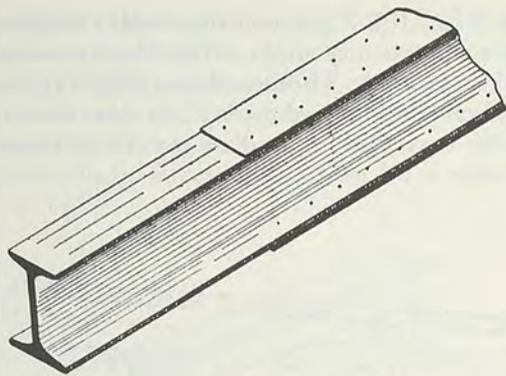
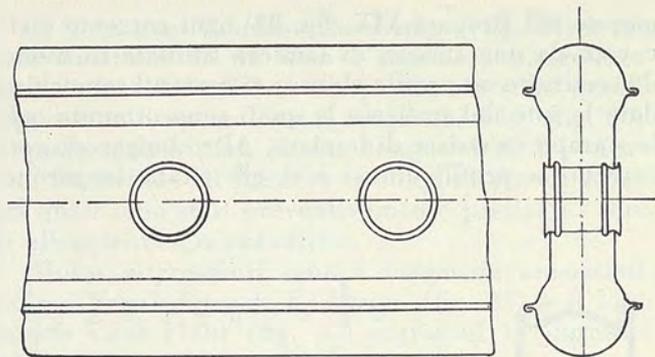


Fig. 32.



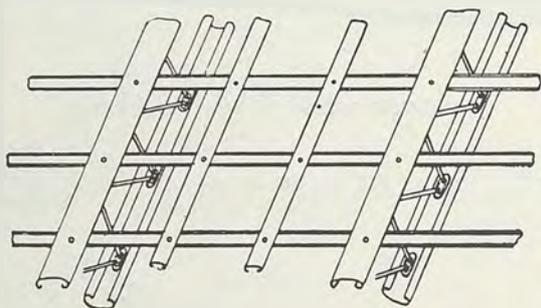
Longarone Thomas Morse: (duralluminio)

Fig. 33.



Longarone Boulton e Paul (acciaio)

Fig. 35.



Ala "NIEUPORT,"

Fig. 34.

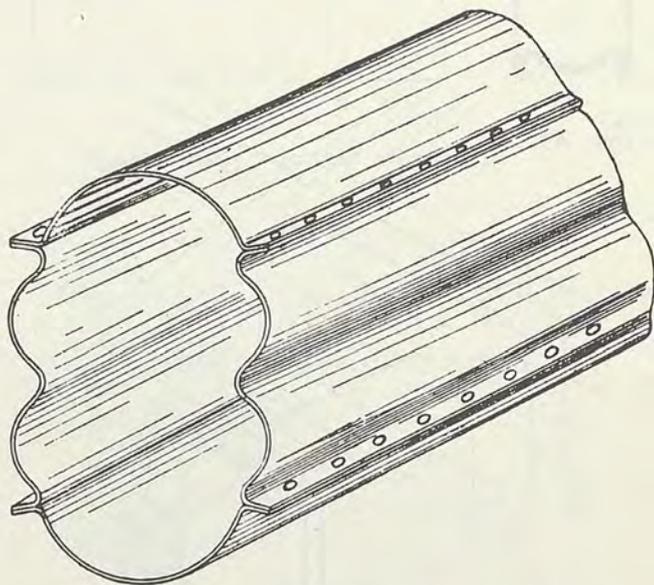
Conclusioni.

Se tra le costruzioni ricordate nell'ultimo paragrafo le quali rappresentano le più importanti creazioni nella costruzione metallica internazionale, non si riconosce uno stile o una tendenza propria ben netta nel disegno e nei particolari costruttivi, si discerne però una manifesta preferenza tra i costruttori delle varie Nazioni per il genere di materiale da impiegare. Così in Francia si riconosce una spiccata tendenza nell'impiego del duralluminio mentre in Inghilterra (vedi: longaroni: Boulton Paul, fig. 35 e Short Calcutta, fig. 36) prevale l'uso dell'acciaio. Ciò trova la sua spiegazione principalmente nel fatto che gli acciai ad elevata resistenza adatti per le costruzioni di aeromobili non sono prodotti nel mercato francese dove si ha una abbondante produzione di duralluminio mentre l'Inghilterra è specializzata nella costruzione degli acciai speciali ad altissima resistenza.

In America l'acciaio viene usato estesamente ma la prevalenza è pel duralluminio.

Con molta probabilità le ali dei grossi apparecchi futuri saranno delle ali a cassone con rivestimento metallico liscio traente. I profili usati saranno tutti semplici profili aperti come angolari, C, T, ecc.. L'ala sarà costituita da 3 parti: il cassone centrale come organo di forza e il bordo di attacco e il bordo d'uscita riportati come organi puramente di forma.

Questa linea costruttiva è quella tracciata genialmente per primo dal Rohrbach e finora da questi realizzata costantemente in tutti i suoi bellissimi apparecchi di mole sempre crescente.



Longarone dell'idro Short - Calcutta

Fig. 36.

Altro carattere importante dei grossi apparecchi del futuro sarà l'alto carico alare che, come ci ha insegnato il Rohrbach coll'esempio delle sue belle realizzazioni, permette di mantenere basso, anche nei più grossi apparecchi, il peso percentuale della cellula rispetto al peso a vuoto dell'apparecchio.

Molto eloquente è a questo proposito il paragone tra le caratteristiche degli ultimi apparecchi Rohrbach e i primi apparecchi Dornier (tabelle II e III) dal quale si ha l'espressione più chiara del progresso fatto in 13 anni nelle costruzioni metalliche.

Circa la scelta del materiale più adatto noi riteniamo che se sarà trovato un metodo realmente sicuro per proteggere stabilmente dalle corrosioni dell'acqua del mare e degli agenti atmosferici le leghe leggere di alluminio, queste avranno una netta prevalenza sull'acciaio e la costruzione metallica si estenderà sempre più verso gli apparecchi sia militari che civili, di media e piccola mole.

Il problema delle corrosioni dei metalli leggeri per le costruzioni aeronautiche è quindi oggi la più urgente e vitale questione alla quale vanno dedicati ingenti studi e ricerche.

Sul calcolo del fondo degli scafi metallici degli idrovolanti e sulla sua forma (*).

Nel presente lavoro mi propongo di fermarmi sul problema del dimensionamento del fondo degli scafi metallici illustrando un procedimento di calcolo da me adottato e di mettere successivamente in evidenza l'influenza che ha la forma del fondo sul peso delle strutture.

Nei moderni idrovolanti metallici è esclusivamente usato per gli scafi il duralluminio nella sua forma ordinaria o trattato col processo anodico o sotto forma di Alclad per renderlo più resistente all'azione corrosiva dell'acqua del mare. Lo spessore delle lamiere del fondo varia negli apparecchi di piccola e media mole da 1 a 2 millimetri.

I rinforzi del fondo (maderi e longitudinali) lo scompongono in tanti pannelli all'incirca quadrati (e che nel seguito suppongo tali benché il procedimento non sia infirmato da tale ipotesi) lungo il cui perimetro si può immaginare incastrata la lamiera.

Il dimensionamento del fondo va fatto prendendo in considerazione un pannello di ognuna delle regioni del fondo: a prora, in corrispondenza del gradino, e a poppa; e riguardandolo come una piastra piana sottile incastrata al perimetro, soggetta ad una pressione uniforme corrispondente alla sollecitazione esterna che compete nella regione considerata. Gli elementi ai quali bisogna imporre un limite sono la tensione massima che si verifica notoriamente nel centro del pannello e la freccia.

Ed infatti il modo di agire delle forze all'ammarraggio e al decollaggio, unito alla caratteristica delle lamiere sottili (che costituiscono l'organo che riceve direttamente tali azioni), di resistere in virtù dell'inflessione che subiscono condurrebbe, se si proporzionasse lo spessore del fondo col criterio di ottenere un totale sfruttamento della resistenza del materiale, a fondi molto flessibili o, per meglio dire, a fondi che si incavano nei singoli pannelli in cui sono divisi dall'ossatura, provocando un peggioramento delle qualità idrodinamiche della carena.

Sia:

- 2a il lato del quadrato del pannello che si considera [cm]
 f la freccia nel pannello [cm]
 σ la tensione massima nel pannello che si verifica in corrispondenza del suo centro [kg/cm²]
 p la pressione massima esterna agente sul pannello [kg/cm²]
 E il modulo di elasticità del materiale [kg/cm²]

h lo spessore della lamiera nel pannello considerato [cm]

Definisco:

$\frac{a}{f}$ « rigidezza » del pannello [0]

$\frac{f}{a}$ « flessibilità » [0]

$\frac{h}{a}$ « spessore relativo » [0]

Nei pannelli quadrati la rigidezza è soltanto funzione, com'è intuitivo, della tensione massima ed indipendente da tutte le altre grandezze.

Lo spessore relativo (o ciò che è lo stesso il suo reciproco $\frac{a}{h}$) è invece legato alla tensione massima ed alla pressione p.

Infatti dalla teoria delle lastre piane sottili quadrate incastrate al contorno si ricava:

$$\frac{a}{f} = 0.723 \sqrt{\frac{E}{\sigma}} \quad [1] \quad \frac{a}{h} = 4.03 \frac{\sqrt{\sigma^3}}{p \sqrt{E}} \quad [2]$$

E per il duralluminio ($E = 700.000 \text{ kg/cm}^2$) diventano:

$$\frac{a}{f} = \frac{604}{\sqrt{\sigma}} \quad [3] \quad \frac{a}{h} = 0.00482 \frac{\sqrt{\sigma^3}}{p} \quad [4]$$

Dalla [1] e [2] si ricava in forma esplicita la relazione che lega la rigidezza $\frac{a}{f}$ allo spessore relativo $\frac{h}{a}$ ed alla pressione p:

$$\frac{a}{f} = 1.147 \sqrt[3]{\frac{Eh}{ap}} \quad [5]$$

che per il duralluminio diventa:

$$\frac{a}{f} = 102 \sqrt[3]{\frac{h}{ap}} \quad [6]$$

Nel diagramma di fig. 1 per il duralluminio è rappresentata in funzione di σ come ascisse, le leggi di variazione di $\frac{a}{f}$ e di $\frac{a}{h}$ per vari valori di p. I valori numerici sono riportati nelle Tabelle I e II (formule [3] e [4]).

(*) Comunicazione del Laboratorio di Aeronautica della R. Scuola di Ingegneria di Torino alla XVIII riunione della Società Italiana per il Progresso delle Scienze — Trento, settembre 1930.

(1) « Föppl-Drang und Zwang ».

VALORI DI $\frac{a}{h}$ PER VARI VALORI DI p E DI $\frac{a}{f}$ IN FUNZIONE DI σ

($E = 700.000 \text{ Kg/cm}^2$)

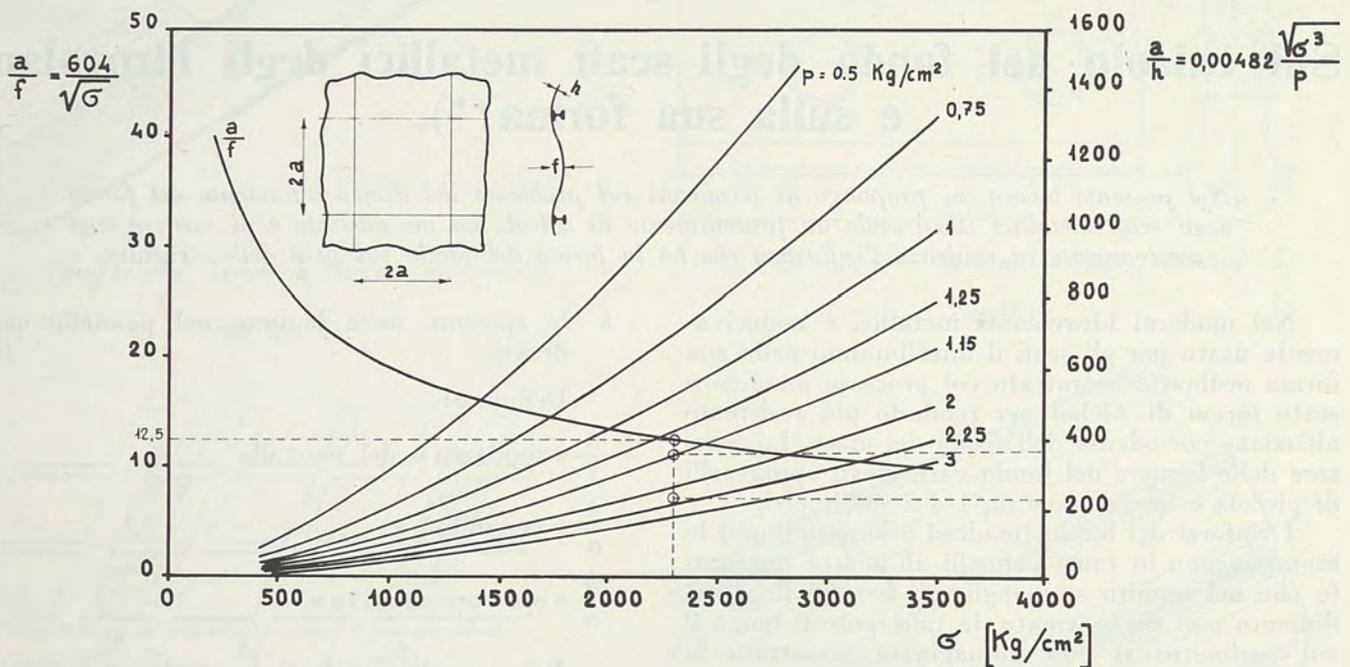


Fig. 1.

Nel diagramma di fig. 2 è rappresentata la legge di variazione della rigidezza $\frac{a}{f}$ in funzione dello spessore relativo $\frac{h}{a}$ per varie pressioni p (formula [6]). Nella Tabella III sono riportati i dati numerici relativi.

Per controllare il grado di approssimazione delle formule ho effettuato presso lo Stabilimento Piaggio di Finalmarina delle esperienze su una cassetta ap-

positamente costruita da 900×600 divisa in 6 pannelli quadrati di 300 millimetri di lato (fig. 3).

La cassetta molto robusta era in ferro. Il fondo era formato da un foglio di duralluminio dallo spessore di 1 millimetro chiodato lungo il perimetro ad un angolare di ferro.

I diaframmi del fondo erano costituiti come si vede dalla fotografia da una traversa di ferro e da due longitudinali a Ω . Nell'esperimento furono rilevati i cedimenti in corrispondenza dei centri dei pannelli e quelli, molto piccoli, delle traverse. Nella Tabella IV sono riassunti i valori delle rigidezze teoriche e quelli calcolati in base dei risultati delle esperienze.

Nell'ultima colonna della tabella stessa sono visibili i valori dell'approssimazione percentuale.

Come si vede i valori della rigidezza teorica sono sensibilmente minori di quella pratica. L'approssimazione cresce coll'aumentare della pressione. Le pressioni che interessano nel calcolo sono quasi sempre maggiori di 1 atmosfera e l'approssimazione corrispondente data dalle formule è sufficiente in pratica. La discordanza è dovuta alla sensibile differenza nelle condizioni reali d'incastro dei pannelli le quali si avvicinano, nella cassetta sperimentale, molto più alle condizioni pratiche del fondo dello scafo che a quelle teoriche dell'incastro perfetto.

* * *

Il calcolo del fondo degli scafi metallici fatto col procedimento sopra indicato oltre a risultare spedito per l'uso dei grafici e delle tabelle, permette di fare interessanti considerazioni di paragone sia

VALORI DELLA RIGIDEZZA $\frac{a}{f} = 4,47 \sqrt{\frac{E h}{a p}}$ IN FUNZIONE DI $\frac{h}{a}$ E PER VARI VALORI DI p . ($E = 700.000 \text{ Kg/cm}^2$)

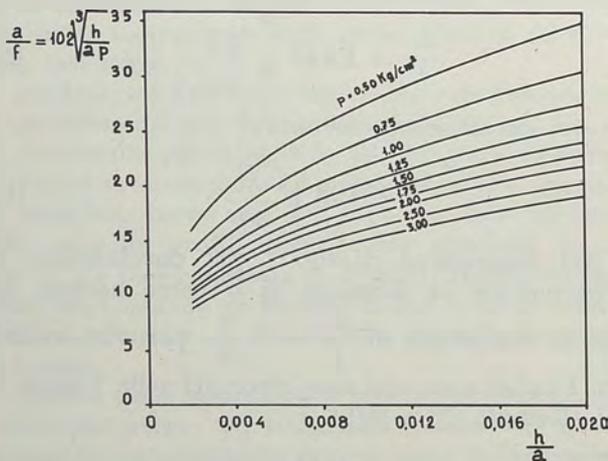


Fig. 2.

sulla convenienza della dimensione della intralicciatura del fondo che consente il minimo peso che sulla influenza della stellatura del fondo sul peso stesso.

Per mostrare come la stellatura al fondo influisce sul peso delle strutture imposto un calcolo di paragone tra due scafi aventi la stessa larghezza e dei quali uno piatto e l'altro è chigliato con angolo di chiglia $\beta = 120^\circ$.

Lo scafo piatto sopporti a rottura $2,3 \text{ kg/cm}^2$.

La corrispondente pressione che dovrà sopportare lo scafo chigliato, secondo le norme tedesche risulta di $p = 1,49 \text{ kg/cm}^2$.

I due scafi abbiano la stessa rigidezza

$$\frac{a}{f} = 12,5$$

ossia « a rottura » la freccia sia $\frac{1}{25}$ del lato del pannello.

Dal diagramma di fig. 1 risulta in entrambi i casi

$$\sigma = 2300 \text{ kg/cm}^2$$

e rispettivamente per lo scafo piatto e per quello chigliato si ha:

$$\frac{a}{h} = 229 \quad \text{e} \quad 361$$

Prendendo $h = 0,12 \text{ cm}$ si ha rispettivamente

$$2a = 55 \quad \text{e} \quad 86,4$$

I vari elementi di paragone che risultano sono riassunti nella Tabella V.

Da questa si deduce il guadagno rilevante di peso che a parità di robustezza si ha nello scafo chigliato rispetto a quello piatto.

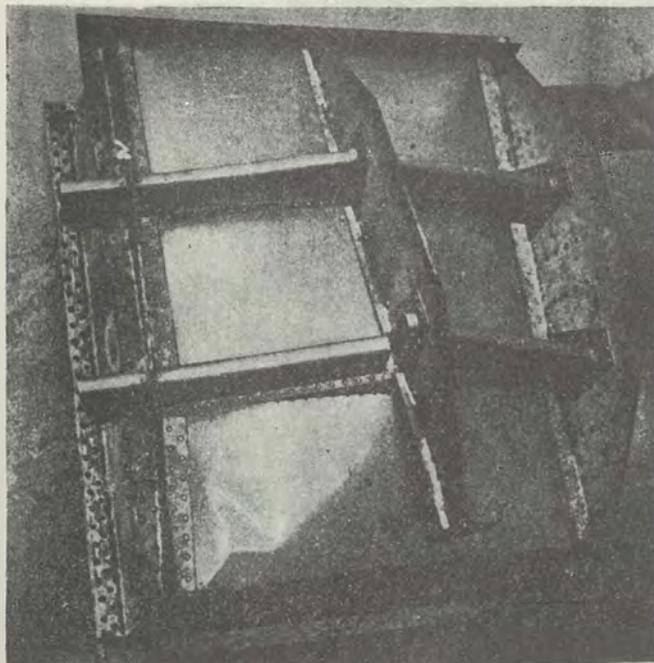


Fig. 3.

L'aumento di peso del fasciame del fondo è del 16 % compensato dal risparmio che si ha nei fianchi se si pensa che i due scafi debbono avere all'incirca uguale volume.

Ma un ingente guadagno di peso, di lavorazione e di spesa si ha nei madieri e nei longitudinali.

Una fonte non trascurabile di guadagno di peso si ha considerando lo scafo nel suo complesso quando si tenga presente che gli sforzi flettenti e taglienti sono per gli scafi chigliati molto minori che per gli scafi piatti. Ciò vale specialmente nel caso degli ammarraggi di prua.

Si pensi inoltre al vantaggio che si ha sulla rigidità del fondo chigliato quando questo non ha le facce piate ma incurvate (concave) (vedi fig. 4).

Da qui si ha un'altra possibilità di alleggerire ulteriormente i longitudinali anzi nasce naturale l'idea di abolirli realizzando così il tipo di struttura trasversale che, specie negli scafi corti e bassi, si presta particolarmente e dà risultati lusinghieri.

Oggi la costruzione degli scafi metallici si orienta infatti verso la creazione di fondi chigliati con facce concave che con accurato studio del profilo possono essere migliorati nelle loro caratteristiche idrodinamiche sino a raggiungere la bontà di quelli piatti.

Questi, negli antichi tipi di idrovolanti, avevano certi vantaggi: essi sono costruttivamente più semplici di quelli fortemente chigliati; hanno per accurata forma buone qualità di decollaggio in acqua tranquilla o leggermente mossa e si lasciano con molta accortezza ammarrare e decollare anche con mare leggero senza danni.

Per ammarraggio con mare grosso il fondo piatto non offre la sufficiente sicurezza che oggi dopo esperienze di esercizio di volo, si deve richiedere indispensabile.

Ora la teoria e la pratica hanno dimostrato che la creazione di un buon grande idrovolante conduce con l'aumento del carico alare all'aumento della velocità d'ammarraggio. Con gli scafi piatti le sollecitazioni che ne derivano non sarebbero veramente più dominabili.

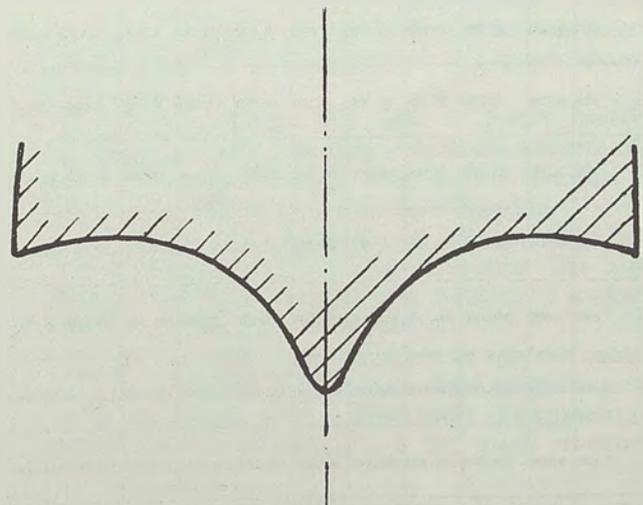


Fig. 4.

Un ammarraggio forzato con mare grosso fatto con scafo piatto ben difficilmente non si conclude con un disastro.

Uno sbaglio del pilota o una manovra d'ammarraggio o di decollo non fatta a dovere provoca un aumento proibitivo delle sollecitazioni sino a limiti che non sono prevedibili e contenibili.

Gli scafi chigliati invece smorzano l'urto, contengono le sollecitazioni in limiti che possano dirsi

TABELLA I.

Valori di $\frac{a}{f} = 0.723 \sqrt{\frac{E}{\sigma}} = \frac{604}{\sqrt{\sigma}}$ in funzione di σ

(Duralluminio: $E = 700.000 \text{ kg/cm}^2$).

| σ (kg/cm ²) | $\frac{a}{f}$ | σ (kg/cm ²) | $\frac{a}{f}$ |
|-----------------------------------|---------------|-----------------------------------|---------------|
| 0 | ∞ | 750 | 22.00 |
| 50 | 85.40 | 1000 | 19.10 |
| 100 | 60.40 | 1500 | 15.60 |
| 200 | 42.20 | 2000 | 13.50 |
| 300 | 35.00 | 2500 | 12.08 |
| 400 | 30.20 | 3000 | 11.00 |
| 500 | 27.10 | 3500 | 10.20 |

TABELLA II.

Valori di $\frac{a}{h} = 4.03 \frac{\sqrt{\sigma^2}}{p\sqrt{E}} = 0.00482 \frac{\sqrt{\sigma^2}}{p}$ in funzione di σ e per vari valori di p

(Duralluminio: $E = 700.000 \text{ kg/cm}^2$).

| $\frac{\sigma}{p}$ kg./cm ² | 0 | 0.5 | 0.75 | 1.00 | 1.25 | 1.50 | 1.75 | 2.00 | 2.50 | 3.00 |
|---|-------|-----------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 0 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 |
| 100 | 0.000 | 9.620 | 6.440 | 4.810 | 3.850 | 3.215 | 2.760 | 2.418 | 1.920 | 1.605 |
| 200 | 0.000 | 27.300 | 18.200 | 13.650 | 10.800 | 9.120 | 7.800 | 6.836 | 5.470 | 4.550 |
| 300 | 0.000 | 50.000 | 33.400 | 24.900 | 20.100 | 16.680 | 14.280 | 12.500 | 9.070 | 7.920 |
| 400 | 0.000 | 77.300 | 53.000 | 38.700 | 30.900 | 25.700 | 22.040 | 19.280 | 15.450 | 12.850 |
| 500 | 0.000 | 108.000 | 72.000 | 54.000 | 43.300 | 36.050 | 30.850 | 27.000 | 20.00 | 18.000 |
| 1.000 | 0.000 | 305.000 | 204.000 | 152.800 | 122.000 | 102.200 | 87.500 | 78.800 | 61.220 | 51.700 |
| 1.500 | 0.000 | 562.000 | 473.000 | 280.000 | 224.500 | 187.000 | 160.000 | 140.040 | 112.200 | 89.000 |
| 2.000 | 0.000 | 864.300 | 576.200 | 432.000 | 346.000 | 288.000 | 247.500 | 216.500 | 173.000 | 144.000 |
| 2.500 | 0.000 | 1.025.000 | 806.000 | 605.000 | 483.000 | 402.000 | 345.000 | 301.800 | 241.000 | 201.000 |

normali anche quando lo stato del mare non è buono o la manovra non è perfetta.

Ora queste considerazioni se sono essenziali nel caso degli scafi in legno, quando si tratta di scafi metallici assurgono ad una importanza specialissima perché, specie il fasciame del fondo in metallo resiste e reagisce alla pressione esterna in modo ben differente e più sfavorevolmente del fasciame in legno, che è invece più trave che piastra, più

TABELLA III.

Valori della rigidezza $\frac{a}{f} = 1.147 \sqrt[3]{\frac{E}{h}} \sqrt{\frac{h}{ap}}$ in funzione di $\frac{h}{a}$ e per vari valori di p

Per duralluminio $E = 700.000 \text{ kg/cm}^2$: $\frac{a}{f} = 102 \sqrt[3]{\frac{h}{ap}}$

| $\frac{p}{h}$ kg/cm ² | 0.5 | 0.75 | 1.00 | 1.25 | 1.50 | 1.75 | 2.00 | 2.5 | 3.00 |
|-------------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 0.002 | 16.00 | 14.06 | 12.78 | 11.80 | 11.15 | 10.55 | 10.15 | 9.40 | 8.84 |
| 0.004 | 20.40 | 17.80 | 16.10 | 14.95 | 14.10 | 13.36 | 12.80 | 11.85 | 11.15 |
| 0.006 | 23.30 | 20.40 | 18.50 | 17.15 | 16.14 | 15.32 | 14.65 | 13.56 | 12.80 |
| 0.008 | 25.75 | 22.55 | 20.45 | 18.95 | 17.85 | 16.90 | 16.28 | 15.00 | 14.10 |
| 0.010 | 27.70 | 24.20 | 21.95 | 20.35 | 19.20 | 18.20 | 17.42 | 16.15 | 15.20 |
| 0.012 | 29.40 | 25.70 | 23.30 | 21.60 | 20.30 | 19.30 | 18.50 | 17.10 | 16.10 |
| 0.014 | 31.08 | 27.15 | 24.60 | 22.80 | 21.50 | 20.42 | 19.53 | 18.05 | 17.00 |
| 0.016 | 32.30 | 28.25 | 25.60 | 23.80 | 22.40 | 21.25 | 20.40 | 17.87 | 17.75 |
| 0.018 | 33.80 | 29.50 | 26.80 | 24.80 | 23.45 | 22.20 | 21.30 | 19.70 | 18.55 |
| 0.020 | 35.00 | 30.60 | 27.70 | 25.65 | 24.20 | 22.95 | 22.00 | 20.40 | 19.15 |

TABELLA IV.

| Pressione sul fondo p (kg/cm.) | Valore della rigidezza $\frac{a}{f}$ per $\frac{h}{a} = 0.007$ | | Approssimazione % |
|-------------------------------------|--|---------|----------------------|
| | media sperimentale | teorica | |
| 0.514 | 28 | 24.3 | + 13.15 |
| 0.803 | 23.5 | 21.0 | + 11.90 |
| 0.190 | 20.2 | 18.8 | + 7.44 |

capace di assorbire lavoro, più atto a smorzare le punte delle sollecitazioni.

C'è chi (come il Dornier) ha cercato di riunire in un tipo di scafo i vantaggi degli scafi piatti e di quelli chigliati.

Non si può dire che abbia raggiunto le qualità marine dello scafo chigliato!

Infatti il Dornier anteriormente al rèdan ha lo scafo piatto e largo munito però di un gradino stretto sul quale l'apparecchio scivola nella seconda fase del decollo. Lo scafo ha una buona portanza idrodinamica.

La poppa invece è munita di uno sperone chigliato al quale il Dornier affida il compito di prendere per primo il contatto coll'acqua nell'ammarraggio.

Ma gli ammarramenti di prua dello scafo del Dornier sono egualmente pericolosi come con gli scafi piatti.

TABELLA V.

| ELEMENTI DI PARAGONE | p kg/cm ² | $\frac{a}{f}$ | σ kg/cm ² | $\frac{a}{h}$ | h cm. | $2a$ cm. | Area e peso fasciame fondo | Carichi totali sul fondo | Carico sui longitudinali | Ampiezza campate dei longitudinali | Carico verticale sui madieri | Numero dei longitudinali | Numero dei madieri |
|---|---------------------------|---------------|--------------------------------|---------------|------------|-------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|------------------------------------|------------------------------|--------------------------|--------------------|
|  | 2.3 | 12.5 | 2300 | 229 | 0.12 | 55 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 |
|  | 1.5 | 12.5 | 2300 | 361 | 0.12 | 86.4 | 1.16 | 0.75 | 1.62 | 1.57 | 1.03 | 0.74 | 0.64 |

L'aerotecnica, n. 12, 1932.

4

Sul comportamento dei tubi sottili in dural assoggettati a flessione - torsione e sulle loro applicazioni nella costruzione degli aeromobili.

L'Autore basandosi sui risultati di esperienze eseguite sotto la sua direzione nel Laboratorio Sperimentale della Società Anonima Aeronautica d'Italia su tubi in dural di piccolo spessore per indagare sul loro comportamento agli sforzi di torsione, flessione e flessione-torsione, rileva i fenomeni caratteristici di rottura e mette in evidenza le leggi che li regolano. Indi passa a considerare le applicazioni dei tubi sottili negli organi degli aeroplani e particolarmente esamina i tubi come organi essenziali di robustezza delle ali a sbalzo, definendo la curva caratteristica di sollecitazione dell'ala e mettendola a raffronto con la curva di resistenza dei tubi sollecitati a flessione-torsione e ricavata sperimentalmente. Infine illustra un'applicazione alle ali monolungarone da lui ideata.

I principali organi di forza che si riscontrano nei moderni aeroplani metallici sia in acciaio che in leghe leggere di alluminio sono, com'è noto, a parete sottile ed i problemi che essi presentano al costruttore, per quanto riguarda il loro comportamento agli sforzi esterni e quindi il loro proporzionamento, spesso escono dal campo dell'ordinaria teoria dell'elasticità e resistenza dei materiali per cadere sotto il dominio di fenomeni d'instabilità dell'equilibrio elastico che, in grandissima parte, sfuggono all'indagine teorica.

Tra gl'infiniti casi presentati dalla grande varietà delle soluzioni costruttive adottate negli organi delle strutture dei velivoli quello delle aste tubolari tonde è uno dei più importanti e più comuni.

Infatti i tubi a sezione circolare, sia per ragioni pratiche di fabbricazione che per ragioni di rendimento nello sfruttamento del materiale e quindi di leggerezza nella costruzione, sono i più usati.

Essi vengono impiegati o come puntoni o come alberi per trasmettere sforzi di flessione, torsione (come per esempio quali tubi longaroni dei piani mobili di governo).

Il comportamento dei tubi a parete sottile come puntoni è stato studiato sia teoricamente che sperimentalmente ed oggi sono noti i risultati di un buon numero di ricerche sperimentali.

Per contro non esiste finora alcuna pubblicazione che illumini sul comportamento dei tubi sottili assoggettati a flessione, a torsione e a sforzi combinati di flessione e torsione.

Ho pensato perciò di indagare in questo campo mediante esperimenti, che sono stati eseguiti sotto la mia direzione nel Laboratorio Sperimentale dell'Aeronautica d'Italia (1), e dei quali riporto i

(1) Per la descrizione della macchina di prova e per la condotta delle esperienze rimando il lettore alla pubblicazione dell'ing. Mathieu che uscirà prossimamente.

risultati per fare delle considerazioni sui quali è basata l'analisi che segue.

Una prima serie di esperimenti comprende il problema della *semplice* torsione e, nel diagramma della fig. 1, sono riassunti alcuni risultati i quali mettono in evidenza come lo spessore relativo $\frac{s}{D}$ del tubo influisce sulla tensione tangenziale τ di rottura calcolata con la formula di Saint-Venant.

$$\tau = \frac{M_t D}{2 I_p}$$

dove: D è il diametro esterno, s lo spessore ed I_p il momento polare d'inerzia del tubo.

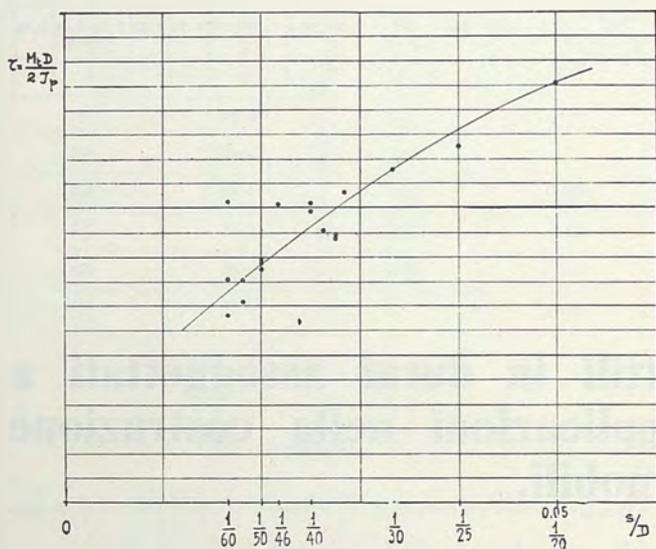


Fig. 1.

M_t è il momento torcente di rottura misurato.

Come si vede lo spessore relativo ha un'influenza molto sentita sulla tensione di sfruttamento del materiale infatti passando da $\frac{s}{D} = \frac{1}{60}$ a $\frac{s}{D} = \frac{1}{30}$ la tensione di sfruttamento aumenta del 50%. Nel campo degli spessori relativi compresi fra questi limiti, che è quello che interessa la tecnica aeronautica, lo sfruttamento che si raggiunge nel materiale è molto lontano da quello massimo corrispondente alla tensione tangenziale di rottura al taglio del materiale e, per i tubi in oggetto, va dal 40 al 60% circa.

I caratteri che presenta la rottura sono illustrati nelle figure 2, 3 e 4. Sotto il momento torcente critico la superficie del tubo localmente si corruga improvvisamente con una ondulazione ad andamento elicoidale e conseguentemente, per la diminuita sezione resistente dell'asta, la parete del tubo si taglia secondo un piano che risulta all'incirca normale all'ondulazione in un suo punto. Anzi come si vede nella fig. 2 tale tranciamento può avvenire secondo due piani partenti da due punti differenti dell'ondulazione tra i quali la pa-

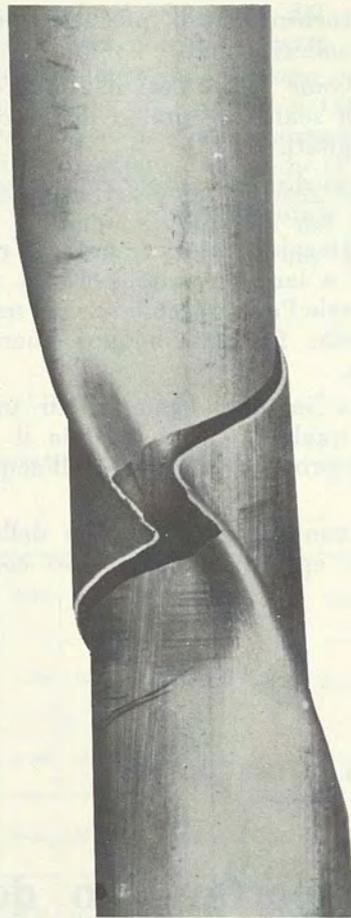


Fig. 2.

rete, in conseguenza della forte piegatura a piccolo raggio, si spacca.

In qualcuno dei tubi sperimentati il taglio non arriva a verificarsi e l'ondulazione si forma molto più pronunciata.

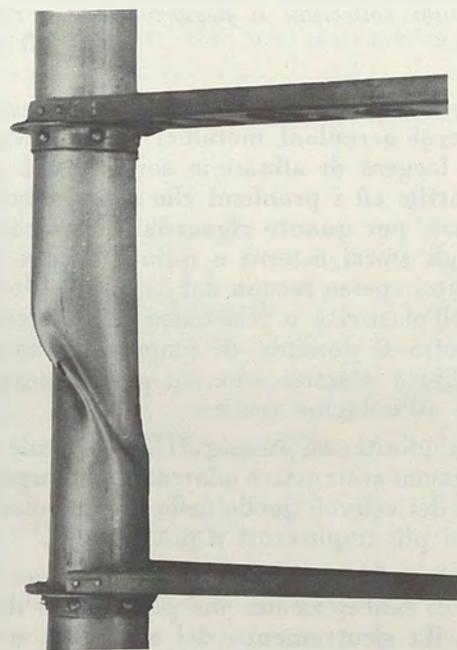


Fig. 3.

È logico pensare che il fenomeno dell'ondulazione della parete debba essere in stretto rapporto con il suo spessore relativo $\frac{s}{D}$. Ed infatti l'inclinazione delle ondulazioni, misurata su un piano normale al tubo, va decrescendo col crescere dello spessore relativo.

Nella pratica costruttiva per i tubi il caso della torsione pura è meno importante di quello della flessio-torsione. Infatti mentre il tubo come organo di trasmissione del momento torcente può trovare applicazione solo in qualche organo dei comandi, come albero delle superfici di governo o addirittura come longarone delle ali a sbalzo esso è chiamato a resistere a sforzi combinati di flessio-torsione.

Le esperienze in oggetto sono state quindi estese a tubi aventi una gamma di spessori relativi variabili da $\frac{s}{D} = \frac{1}{30}$ ad $\frac{s}{D} = \frac{1}{60}$ assoggettandoli a flessio-torsione.

Nella fig. 5 sono rappresentati i risultati della prova portando come ascisse i momenti torcenti e come ordinate i momenti flettenti di rottura.

I fenomeni presentati nella rottura si vedono nella fig. 6.

Il cedimento avviene sempre per ingobbamento della parete la quale si corruga localmente formando un'ondulazione la cui inclinazione rispetto al tubo, a parità di spessore relativo, varia in funzione del rapporto tra i due momenti sollecitanti.

Quando il tubo è sollecitato a semplice flessione ($\frac{M_t}{M_f} = 0$) l'ingobbamento della parete avviene nella parte compresa della sezione normalmente all'asse del tubo; al crescere del momento torcente rispetto al momento flettente e cioè col crescere del rapporto $\frac{M_t}{M_f}$ da 0 ad ∞ — sempre a parità di spessore relativo, — l'ingobbamento della parete va aumentando la sua inclinazione rispetto al piano normale all'asse del tubo sino a raggiungere sotto la sollecitazione di pura torsione, il valore massimo che è caratteristico per quel dato spessore relativo della parete tubolare e al quale abbiamo innanzi accennato.

È importante il fatto, come si rileva dalla fig. 5, che i momenti di rottura a flessione ed a torsione in un tubo sottile sono quasi della stessa grandezza. L'andamento della « curva di rottura » dei tubi a flessio-torsione è quasi ad arco di cerchio. Se non intervenissero i fenomeni derivanti dall'instabilità dell'equilibrio per effetto della sottigliezza delle pareti, il rapporto tra M_t ed M_f di rottura sarebbe:

$$\frac{M_t}{M_f} = 1,6$$

Da qui risulta che i fenomeni di instabilità delle pareti sottili hanno maggiore influenza minorativa sulla resistenza di torsione che su quella di flessione.

Un vasto ed importante campo di possibili applicazioni delle travi tubolari a parete sottile nella costruzione dei velivoli è offerto dalle ali a sbalzo.

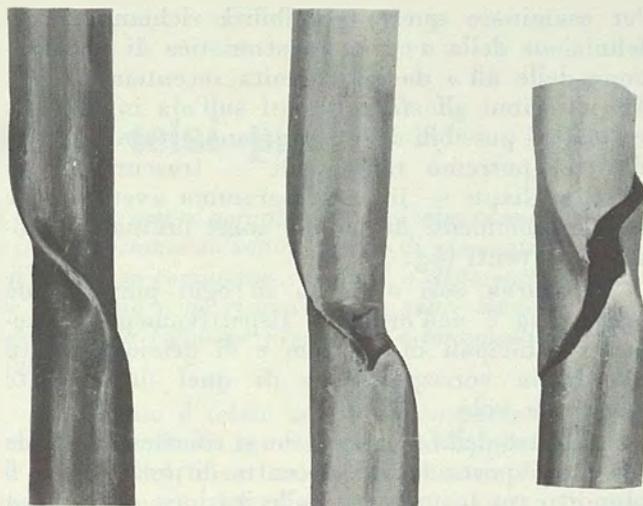


Fig. 4.

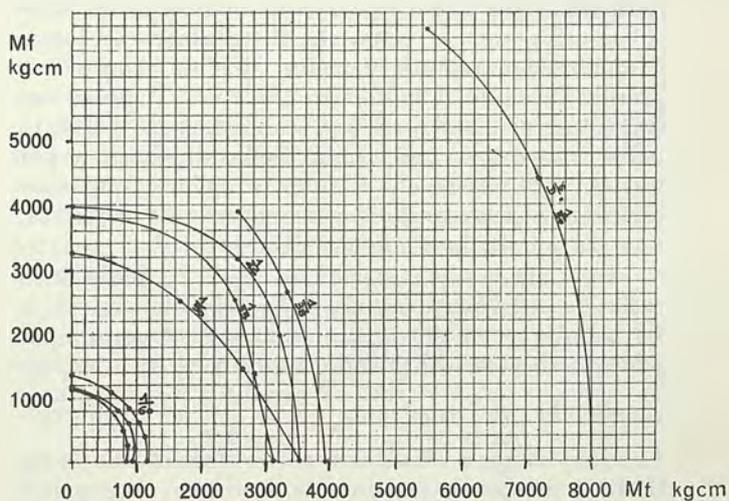


Fig. 5.

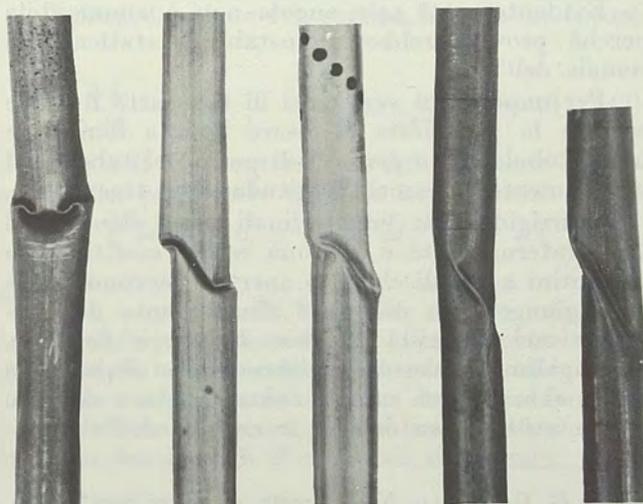


Fig. 6.

Per esaminare questa possibilità richiamiamo la definizione della « curva caratteristica di sollecitazione delle ali » da me definita recentemente ⁽²⁾. Se riduciamo gli sforzi agenti sull'ala in tutte le evoluzioni possibili di un aeroplano attorno all'asse elastico, potremo raffigurarli — trascurando gli sforzi taglianti — in un diagramma avente come ascisse i momenti flettenti e come ordinate i momenti torcenti (fig. 7).

La curva così ottenuta in ogni punto ci dà nell'ascissa e nell'ordinata rispettivamente i momenti principali di torsione e di flessione agenti sull'ala in corrispondenza di quel determinato assetto di volo.

Nel caso della figura — che si riferisce ad un'ala con forte spostamento del centro di pressione — il rapporto tra la massima sollecitazione di flessione e la massima sollecitazione di torsione è relativamente grande, cioè la trave è chiamata a resistere ad un momento flettente massimo che è almeno 2,5 volte maggiore del massimo momento torcente. Se su questo stesso diagramma, com'è stato fatto in figura, riportiamo la curva di rottura di un tubo a flessione-torsione, si vede, che il tubo che raggiunge il richiesto momento flettente dell'ala, copre con grande margine il momento torcente. Il problema della torsione nelle ali non consiste però soltanto nella robustezza, ma anche nella rigidità e per questo si dimostra che il tubo in oggetto, pur soddisfacendo alle condizioni di robustezza richiesta, non dà all'ala la rigidità necessaria.

Per l'ala già considerata in fig. 5 la quale deve resistere a rottura ad un $M_f = 250.000$ kg.cm. e ad un $M_t = 98.700$ kg.cm. non agenti contemporaneamente, in base alle esperienze in oggetto scegliendo un tubo con $\frac{s}{D} = \frac{1}{60}$ e proporzionandolo in base alla flessione, si deduce che sotto il dato momento torcente la tensione tangenziale di lavoro è $\tau = 850$ kg./cmq. mentre la tensione tangenziale di rottura a torsione è di 1400 kg./cmq.

L'angolo di torsione che risulta su una lunghezza di tubo di m. 3,91 proporzionato come solido di egual resistenza a flessione è $\theta = 18$.

Evidentemente tale angolo non è ammissibile perché provocherebbe un'instabilità statica torsionale dell'ala.

Per impedire il verificarsi di tale fatto il quale esclude la possibilità di usare l'ala a longarone unico tubolare, ho pensato di porre nel tubo degli irrigidimenti nel senso longitudinale e trasversale.

Gl'irrigidimenti longitudinali sono chiodati al tubo internamente e possono essere costituiti da correntini a profili chiusi o aperti e servono anche a raggiungere un maggiore sfruttamento del materiale nel riguardo del suo lavoro a flessione. Gl'irrigidimenti trasversali invece sono formati da anelli abbracciati esternamente il tubo e servono anche a fissare su di esso le centine dell'ala.

⁽²⁾ G. GABRIELLI, *Nuovi aspetti di alcuni problemi su monoplani a sbalzo*. Conferenza tenuta a Roma nella Sede Centrale dell'A.I.D.A., 11 luglio 1932. (Vedi riassunto della conferenza ne « L'Aerotecnica », 1932, pag. 1136).

La superficie tubolare è così divisa da una doppia schiera di nervature intersecantisi ortogonalmente in tanti pannelli ed essa quindi, oltre ad avere una maggiore resistenza locale, irrigidisce il tubo nel suo insieme, sia nei riguardi della flessione che della torsione.

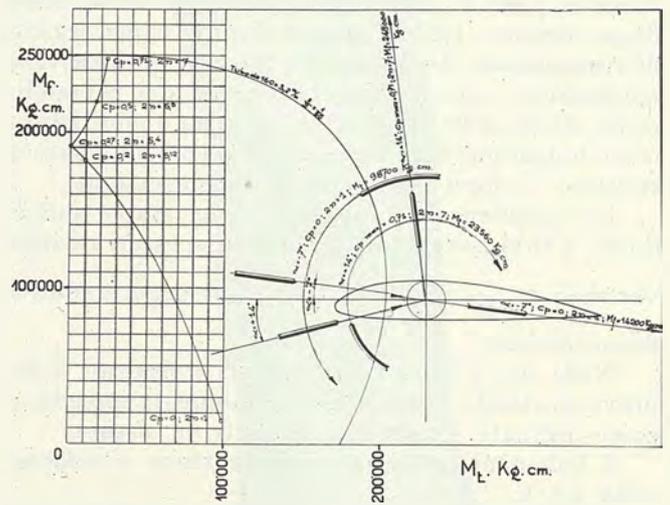


Fig. 7.

L'irrigidimento così ottenuto è sufficiente per l'applicazione del monolongarone tubolare nelle ali a sbalzo.

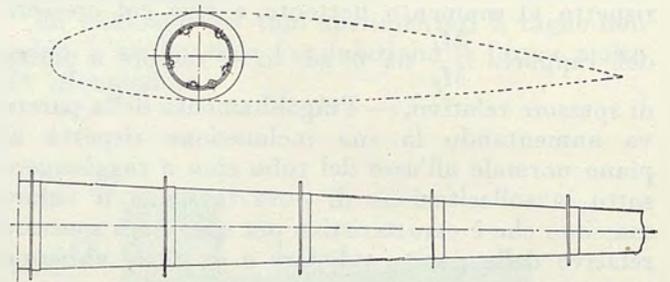


Fig. 8.

Estendendo questi concetti alla pratica realizzazione costruttiva si può ricavare la forma tubolare, con semplice ed economico procedimento, dalla lamiera ottenendo un tipo di ala monolongarone con tubo in pareti sottili irrigidite che si vede schematicamente rappresentata nella fig. 8 ⁽³⁾.

⁽³⁾ Brevetto F.I.A.T., n. 66315.

Sulla rigidezza di alcuni telai piani.

L'Autore illustra un caso importante di applicazione, nelle costruzioni aeronautiche, dei telai piani rettangolari soggetti a sforzi di torsione e ne studia il comportamento sotto l'azione di momenti torcenti per il caso generale di telai aventi lati con rigidezze comunque variabili e differenti tra di loro. Definisce inoltre la rigidezza torsionale del telaio e ne ricava la sua espressione in funzione delle caratteristiche geometriche del telaio e delle rigidezze flessionali e torsionali dei singoli lati.

Nello studio delle strutture aeronautiche ci si trova spesso a dovere affrontare il problema della torsione oltre che agli effetti della resistenza anche agli effetti della rigidezza, e ciò perché a sopportare gli sforzi estremamente variabili, non solo in grandezza ma soprattutto in posizione, si impiegano nelle strutture aeronautiche per ragioni aerodinamiche, organi sempre più snelli.

Il caso classico è quello dell'ala *monoplana a sbalzo*.

Ma anche alcuni tipi di carrelli, specialmente quelli retrattili, per la loro moderna architettura offrono un caso interessante di studio di rigidezza torsionale.

La forcella di un carrello retrattile del tipo da noi considerato, si può assimilare ad un telaio piano rettangolare il quale durante il rullaggio è assoggettato ad un momento torcente variabilissimo tra due valori estremi che si possono individuare se si considera lo spostamento della reazione del terreno trasversalmente rispetto al pneumatico.

Lo spostamento di tale forza è grande specie quando si impiegano pneumatici larghi ed i momenti torcenti massimi che si raggiungono oscillano tra due limiti che sono cospicui.

Per esempio, per un apparecchio del peso di circa 11.000 kg, il momento torcente in oggetto può essere dell'ordine di ± 1000 kgm a *contingenza*.

Sotto questa sollecitazione è necessario conoscere, per poterlo opportunamente limitare, lo svergolamento che subisce il telaio, poiché esso produce un deviamiento delle ruote dal piano del movimento.

Deviamiento che va limitato perché disturba il rullaggio aumentando lo spazio e il tempo di decollo e rendendo più difficile il governo della rotta dell'apparecchio.

Nella fotografia 1 si vede la disposizione di prova di un telaio di un carrello retrattile per determinarne la rigidezza torsionale.

Lo schema della prova è rappresentato nella fig. 2.

Lo scopo del presente lavoro è di analizzare il comportamento di questi telai sotto lo sforzo torcente e di dedurre la legge con cui i singoli lati e le loro rispettive rigidezze flessionali e torsionali influiscono sulla rigidezza totale del telaio.

Nella fig. 3 è rappresentato prospetticamente un telaio assoggettato ad un momento torcente $M_t = P \cdot t$.

Riferiamo il telaio ad un piano passante per 3 vertici semplicemente vincolati ed applichiamo al 4° vertice del telaio una forza P normalmente al piano originario del telaio stesso; si tratta di calcolare lo spostamento indicato con y_P nella figura.

Consideriamo il caso più generale di telaio con lati differenti tra di loro e comunque variabili in sezione e rigidezza.

Dall'esame dell'equilibrio del telaio si deduce che i lati opposti sono assoggettati a sforzi identici in valore assoluto.

Nella fig. 4 sono indicati gli sforzi nelle singole aste dove:

M_{tt} e T_t indicano rispettivamente il momento torcente e lo sforzo di taglio (costanti) agenti sulle traverse del telaio.

M_{tm} e T_m indicano rispettivamente il momento torcente e lo sforzo di taglio (costanti) agenti sui montanti del telaio.

Da semplici considerazioni di equilibrio si ricava che i momenti flettenti agenti alle estremità di ogni lato del telaio sono uguali ai momenti torcenti agenti sui lati contigui. Inoltre:

$$T_t = \frac{2 M_{tm}}{t} \quad T_m = \frac{2 M_{tt}}{m}$$

Infine dall'equilibrio di un nodo qualunque del telaio si ha:

$$\frac{M_{tm}}{t} + \frac{M_{tt}}{m} = \frac{P}{2} \quad (1)$$

Dall'applicazione del teorema del minimo lavoro si ha:

$$\frac{\partial L}{\partial M_{tm}} = 0 \quad (\text{oppure } \frac{\partial L}{\partial M_{tt}} = 0) \quad (2)$$

dove L è il lavoro totale di deformazione del sistema che può essere espresso nella forma:

$$L = M_{tm}^2 (\varphi_t + \psi_m) + M_{tt}^2 (\varphi_m + \psi_t)$$

dove: $\varphi_t, \psi_m, \varphi_m, \psi_t$

sono coefficienti dipendenti dalle caratteristiche geometriche e meccaniche delle singole aste.

Dalla risoluzione del sistema delle equazioni [1] e [2] si ricava l'espressione del lavoro di deformazione in funzione di P e quindi si ottiene:

$$y_P = \frac{\partial L}{\partial P}$$

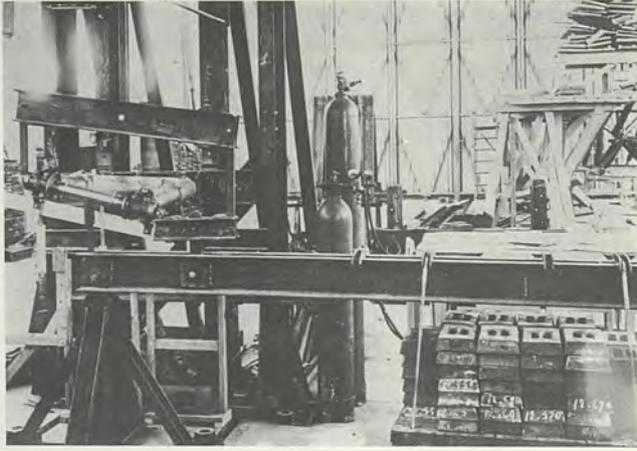


Fig. 1.

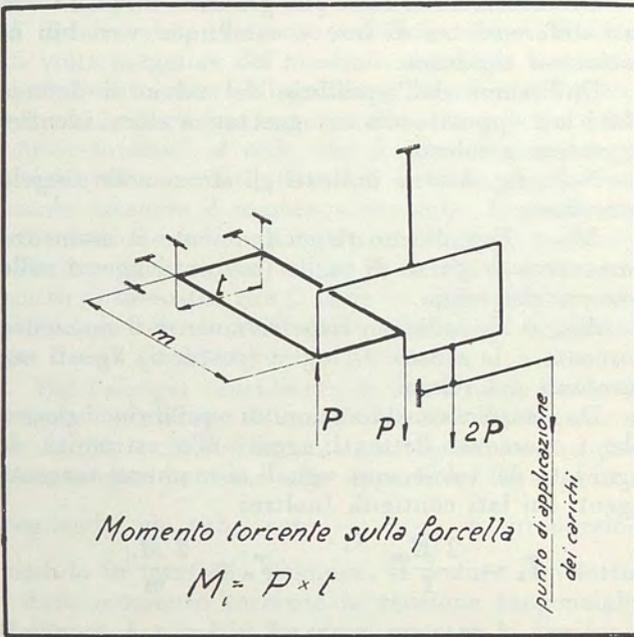


Fig. 2.

da cui: $\Omega = \frac{y_P}{t}$.

La rigidezza del telaio è definita allora da:

$$\beta = \frac{M_t m}{\Omega} = \frac{P t^2 m}{\frac{\partial L}{\partial P}} \quad (\text{kg. m}^2).$$

Applicando il procedimento generale sopra illustrato al caso di un telaio rettangolare con lati a sezione costante ma comunque differenti tra loro si ha:

$$M_{t_i} = \frac{1}{2\alpha} P t$$

$$M_{t_m} = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{t}{m} \frac{1}{\alpha} \right) P t$$

$$\Sigma M_t = \left[1 + \frac{1}{\alpha} \left(1 - \frac{t}{m} \right) \right] P t$$

da quest'ultima formula si deduce che la somma dei momenti torcenti che sollecitano i quattro lati del telaio è $\geq 0 <$ del momento torcente esterno Pt a seconda che $t < m$ (telaio allungato), $t = m$ (quadrato), $t > m$ (telaio corto).

Infine si ha:

$$\beta = \frac{2 m}{\frac{1}{\alpha^2} (\varphi_m + \psi_t) + (\varphi_t + \psi_m) \left(1 - \frac{t}{m} \frac{1}{\alpha} \right)^2}$$

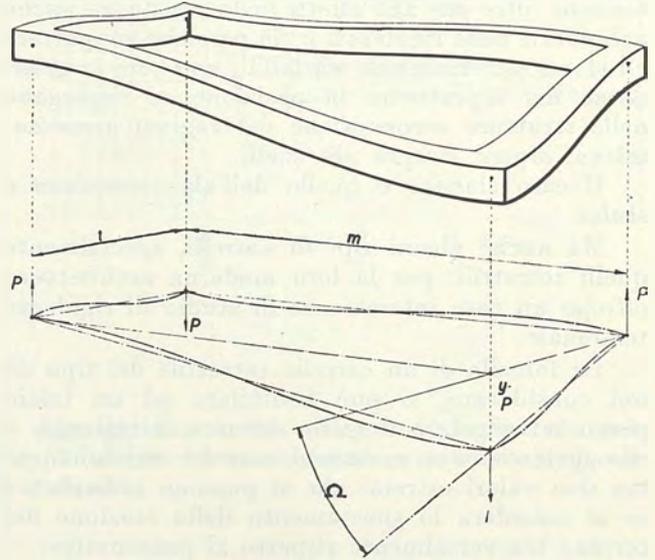


Fig. 3.

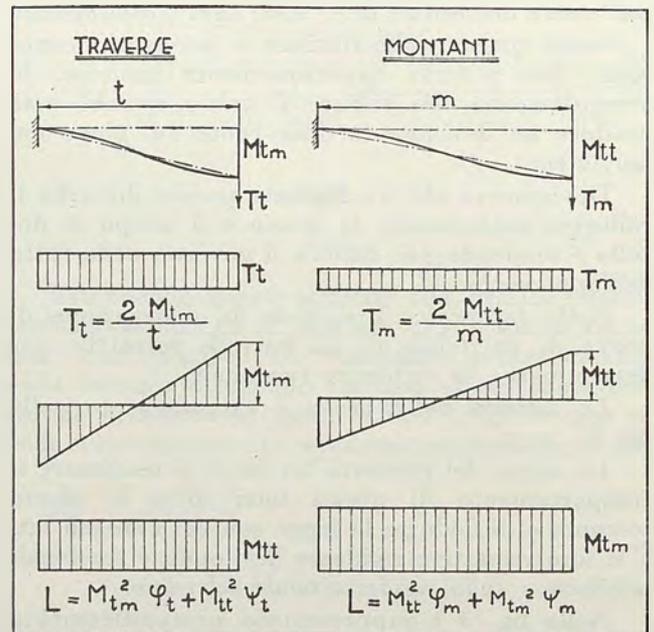


Fig. 4.

ove:

$$\alpha = \frac{m}{t} \frac{\varphi_m + \psi_i}{\varphi_i + \psi_m} + \frac{t}{m}$$

$$\varphi_m = \sum \left(\frac{m}{6A} + \frac{2\chi}{mC} \right)$$

$$\psi_m = \sum \frac{\mu' m}{2B}$$

$$\varphi_i = \sum \left(\frac{t}{6A} + \frac{2\chi}{tC} \right)$$

$$\psi_i = \sum \frac{\mu' t}{2B}$$

essendo:

$$\begin{aligned} A &= EJ \\ B &= GH \\ C &= GF \end{aligned} \quad \text{ove } H = \frac{4 J_x J_y}{J_x + J_y}$$

ove x e y sono due assi ortogonali baricentrici qualsiasi.

Nel caso del telaio quadrato ($t = m = a$) si ha:

$$\alpha = 1 + \frac{\varphi_m + \psi_i}{\varphi_i + \psi_m}$$

e se le aste del quadrato hanno la stessa sezione si ha:

$$\alpha = 2$$

e quindi:

$$M_u = M_{im} = \frac{P \cdot a}{4}$$

$$T_i = T_m = \frac{P}{2}$$

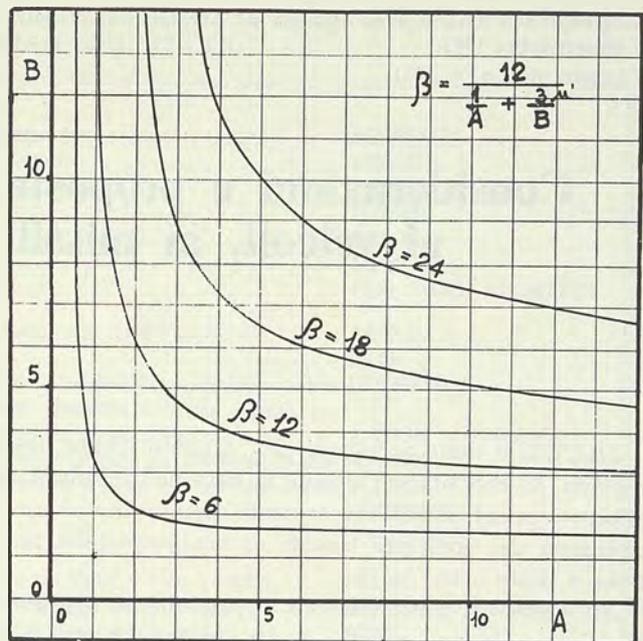


Fig. 5.

$$\beta = \frac{12}{\frac{1}{A} + \frac{3\mu'}{B}}$$

Nel grafico di fig. 5 è riportata la legge di variazione di β in funzione di A e di B .

Come si vede da questo esempio, che si riferisce al caso particolare del quadrato a lati di sezioni uguali, esistono rapporti ben definiti tra le rigidità torsionali e flessionali delle singole aste del telaio che occorre rispettare per ottenere una data rigidità del telaio.

Ciò vale evidentemente anche nel caso più generale, al quale sono applicabili le formule che abbiamo sopra ricavato.

Considerazioni e proposte sulle denominazioni relative ai veicoli, ai missili ed ai motopropulsori.

Dall'inizio dello scorso secolo, quando con la locomotiva di Stephenson e con il battello di Fulton si ebbero i primi veicoli motorizzati, assistiamo al moltiplicarsi dei congegni adatti al trasporto delle persone e delle cose.

All'inizio del nostro secolo l'aviazione ha aggiunto ai veicoli terrestri e marini quelli aerei a sustentazione dinamica (aerodine) e con il suo rapido e vertiginoso sviluppo, specie in questo ultimo decennio, ha creato nuove forme di sustentazione dinamica e nuovi sistemi di motopropulsione.

La conquista delle altissime quote di volo ha condotto allo studio ed alla creazione di nuovi motopropulsori adatti al funzionamento in aria rarefatta o nel vuoto e alla realizzazione di nuovi congegni, che possono navigare e dirigersi nelle altissime quote dell'atmosfera terrestre e forse tra non molto negli spazi interplanetari, come i missili.

Ragioni di sicurezza e particolari esigenze d'impiego hanno condotto inoltre alla realizzazione di numerosi tipi di veicoli nel campo aereo, in quello terrestre e in quello marino, i quali sfruttano delle combinazioni di vari metodi di propulsione e di sustentazione e realizzano dei sistemi misti (velivoli convertibili, aerogiri, veicoli anfibi, ecc.).

Per ognuno di questi tipi, infine, il progresso della tecnica ha messo in evidenza quali sono i limiti della velocità massima che gli compete, entro ragionevoli valori dei parametri della potenza specifica del veicolo stesso (bibl. 6).

Questa grande varietà di veicoli ha naturalmente portato alla necessità di creare delle nuove denominazioni.

Ed è proprio nelle denominazioni che esistono molte incertezze e regna una certa confusione sia in Italia che all'estero per cui talvolta si notano, non solo nella stampa generica ma anche in quella specializzata ed ufficiale, delle imprecisioni.

Naturalmente non è possibile studiare e discutere le denominazioni dei vari tipi di veicoli se non ci si riferisce alle caratteristiche più significative che stanno alla base del loro funzionamento e se non si esaminano contemporaneamente anche quei congegni, come i missili, che hanno con i veicoli aerei molti punti di contatto.

Nelle nostre considerazioni intendiamo prescindere dal particolare impiego a cui il veicolo od il missile

è destinato e ci limiteremo a tenere conto degli elementi fisici del suo funzionamento per trarne i criteri discriminativi che ci debbono guidare alla loro classificazione e denominazione.

Il problema è evidentemente molto vasto e complesso ed è quindi necessario fissare con chiarezza quali siano gli elementi che si possono e si debbono porre alla base della classificazione in discorso.

Ora gli elementi essenziali che influiscono nel classificare e definire un veicolo od un missile dipendono principalmente dal mezzo in cui esso opera, dalla natura della sua resistenza al moto, dal sistema di sustentazione e dal sistema adottato per la propulsione (cioè per creare la forza che serve a vincere la resistenza e la componente del peso in salita).

Alla resistenza, alla sustentazione e alla propulsione corrispondono delle forze che col peso, nel moto di regime, definiscono l'equilibrio del veicolo.

Nella fig. 1 abbiamo rappresentato qualitativamente dette forze considerate applicate ad un veicolo o ad un missile qualsiasi nel moto orizzontale di regime, in diversi casi di sustentazione che saranno discussi più avanti.

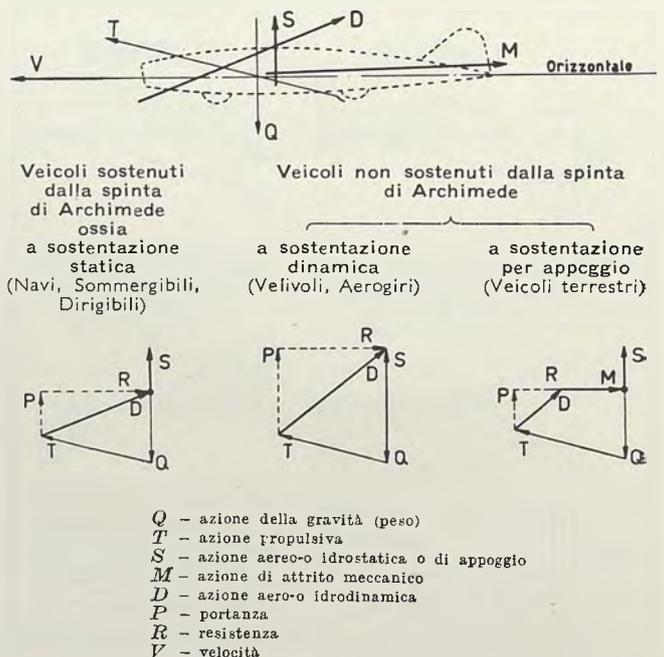


FIG. 1. - Forze nel moto orizzontale uniforme dei veicoli

CLASSIFICAZIONE GENERALE DEI VEICOLI

| | | | |
|---|---|---|--|
| TERRESTRI (con motore) | { gommati su strada (autoveicoli) su rotaie | { MOTO - leggere - cicli - carrozette - vetturette - carri - furgoni AUTO - vetture - vetturette - bus - carri - furgoni F.LO - bus - carri | { MOTOVEICOLI AUTOMEZZI TRATTRICI STRADALI FILOVIARI AERAUTO ANFIBI TRENI, TRAMS, AUTOMOTRICI |
| | | { a vapore, Diesel, Diesel-elettrici, elettrici | |
| MARINI (navi) | { di superficie. | { a spinta idrodinamica (a carena portante o alette, elica aerea o marina) a spinta idrostatica { senza motopropulsore con motopropulsore { mot. Diesel, (ausiliario) con propulsione a elica macchine alternative o turbine o miste, con propulsione a ruote o a elica o a getto . . . mot. Diesel o turbina a gas, con propuls. a elica mot. a scoppio o Diesel a propulsione a elica | { IDROPLANI VELIERI MOTOVELIERI A VAPORE (o PIROSCAFI) MOTONAVI MOTOSCAFI SOTTOMARINI SOMMERSIBILI |
| | | subacquee { Motori elettrici motori Diesel e elettrici | |
| | AEREI . . . (aero-mobili) | { a sostentazione statica (aerostati) a sostentazione dinamica (aerodine) | { senza motopropulsore con motopropulsore |
| { senza motopropulsore con motopropulsore | | | { PALLONI DIRIGIBILI (o AERONAVI) ALIANTI AQUILONI (o CERVI VOLANTI) Aeroplani, Idrovolanti, Anfib. Autogiri, Elicotteri, Elicoplani (t. m. a.) Ortoteri, Ornitoteri (t. m. a.) VELIVOLI { Elicoplano AEROG'RI { Convertoplano ALIBATTENTI |

t = terrestri m = marini a = anfibi

Tab. 2

CLASSIFICAZIONE DEI MISSILI IN BASE AL SISTEMA DI PROPULSIONE

| | | |
|----------------------------|---|---|
| AEROMISSILI | Missili propulsi con aereoreattore | |
| ENDOMISSILI | Missili propulsi a razzo | { Con un propellente solido o liquido Con due o più propellenti liquidi |
| ENDO-AEROMISSILI | Missili con sistema di lancio a razzo e susseguente propulsione con aereoreattore | |

I veicoli e i missili.

La definizione di veicolo, nella sua espressione originaria, voleva significare una carrozza o un simile congegno destinato al trasporto di cose e persone da un posto all'altro.

Il significato va oggi esteso e precisato per comprendere le svariate forme di veicoli che l'uomo ha realizzato e per distinguere i veicoli da altri congegni come i missili che con i veicoli hanno punti di contatto ed elementi in comune.

I veicoli si intendono agire sulla terra, sul mare e nell'aria, e sono generalmente controllati e manovrati direttamente o indirettamente dall'uomo che viaggia nel veicolo stesso; mentre i missili, che viaggiano nell'atmosfera (o negli spazi interplanetari), sono comandati e controllati o da terra durante la rotta (a

mezzo di congegni elettronici) oppure sono governati da congegni automatici posti nel loro interno; inoltre i missili vengono *lanciati* con mezzi propri (1).

Nella Tab. 1 presentiamo una classificazione generale dei veicoli e nella Tab. 2 una classificazione dei missili (quest'ultima basata sul sistema di propulsione).

Possiamo quindi precisare le definizioni dei veicoli e dei missili come segue.

Veicoli sono apparecchi, destinati al trasporto di

(1) *Missile*, dal latino «missilis» (derivato di mittere — mandare, scagliare) per designare oggetto da lanciare, dardo giavellotto, ecc. Nel suo significato etimologico sotto questa parola occorrerebbe comprendere quindi anche i proiettili. Così fa G. A. Crocco (bibl. 9) il quale per distinguere i proiettili dai missili veri e propri, come noi qui li intendiamo in senso ristretto, denomina questi ultimi *missili a reazione*.

persone o di cose, che si muovono sulla terra, nell'acqua e nell'aria sostenuti rispettivamente dalle reazioni del suolo, dell'acqua e dell'aria e che sono generalmente manovrati direttamente o indirettamente dall'uomo che viaggia in essi.

I veicoli *terrestri* che abbiamo considerato nella tabella, sono solamente quelli a propulsione meccanica propria e sono divisi in due categorie: circolanti su strada (autoveicoli) e circolanti su rotaia (ferrotramvie).

Nel caso dei veicoli *marini* (navi) ed *aerei* (aeromobili) abbiamo considerato anche quelli senza motore.

Gli aeromobili (aerei), cioè i veicoli che si possono muovere nell'atmosfera grazie alla reazione dell'aria (bibl. 1, 4), sono distinti in due grandi categorie: a sustentazione statica e a sustentazione dinamica.

I *missili* invece sono apparecchi semoventi nella atmosfera terrestre o negli spazi interplanetari, propulsi a getto, con o senza ali, senza pilota, che vengono lanciati con i propri mezzi. (I missili possono quindi essere oppure no sostenuti dall'aria).

La propulsione.

È noto (bibl. 10) che tutti i sistemi di propulsione si basano sul principio di Newton dell'azione e reazione. In virtù di quel principio, infatti, i veicoli terrestri, su rotaia o su strada, agiscono per mezzo delle ruote motrici sulla superficie della terra e, sfruttando l'attrito tra ruota e rotaia o tra ruota e strada, cercano di spingere indietro la terra con una forza esattamente uguale alla forza di propulsione (la quale ha perciò un limite nel massimo valore dell'aderenza). Essi riescono bensì a spingere indietro la terra, ma a causa dell'immensa disparità tra la massa del veicolo e quella del nostro pianeta, gli effetti sono trascurabili.

Le navi e gli aerei, invece, in virtù dello stesso principio, ottengono la loro forza propulsiva spingendo indietro, con l'elica e con altri mezzi, il fluido nel

quale operano (acqua od aria), ed al quale imprimono una quantità di moto esattamente uguale ed opposta a quella che acquistano e che comunicano al mezzo resistente nel loro avanzamento.

A regolare quantitativamente il fenomeno è opportuno riferirsi ad un altro principio, enunciato da Newton nel 1687 nei suoi immortali «Principi» e cioè al *principio della variazione della quantità di moto*, intendendosi con quest'ultima il prodotto della massa per la velocità. Quando la propulsione è a regime, la variazione di detta quantità di moto nell'unità di tempo implica una forza la cui grandezza è uguale alla variazione stessa:

$$F = \frac{d}{dt} (mv)$$

Alla luce di questo principio universale è chiaro che, per ottenere una spinta di propulsione, occorre accelerare una massa in senso opposto alla direzione della spinta che si vuole ottenere, e che la spinta che si ottiene per *reazione* è tanto più grande quanto più grande è la massa interessata e quanto maggiore è la variazione impressa alla sua velocità nell'unità di tempo.

Questa operazione si svolge per mezzo dell'elica, oppure di un getto, costituito dalla stessa acqua e dalla stessa aria nella quale rispettivamente l'aereo o la nave navigano, oppure di una qualsiasi altra massa che il mobile porti con sé.

Possiamo quindi individuare, in particolare, tre sistemi di propulsione aerea:

quello dell'elica associata naturalmente al motore che la mantiene in rotazione;

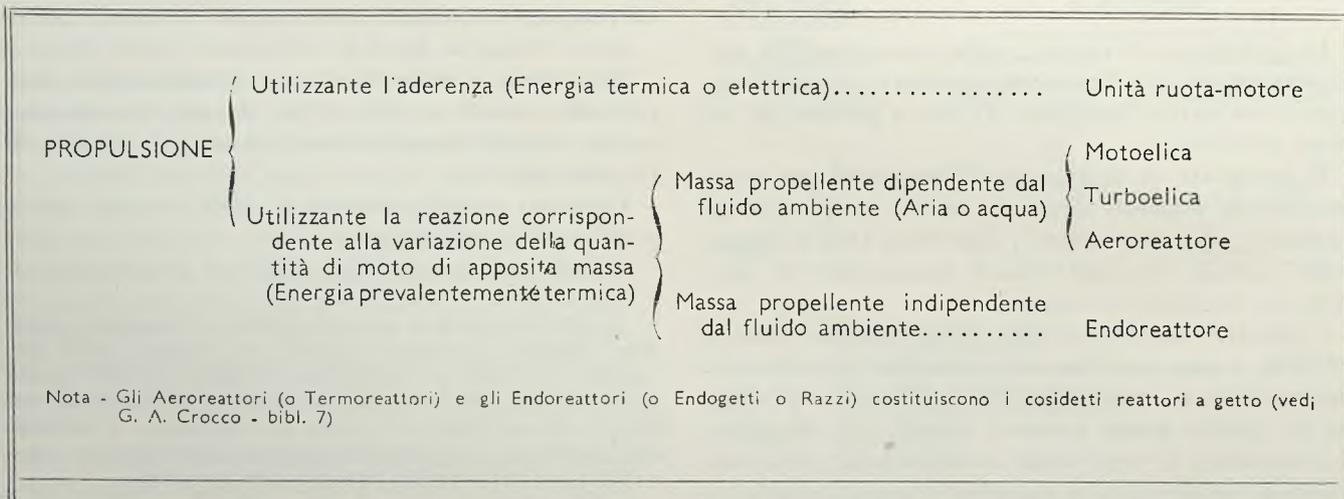
quello del getto creato accelerando, a mezzo del calore, una massa d'aria prelevata dall'atmosfera;

infine, quello di un getto che, indipendentemente dal mezzo esterno, viene creato provocando una reazione chimica di materie termogene (propellenti) che l'aereo porta con sé.

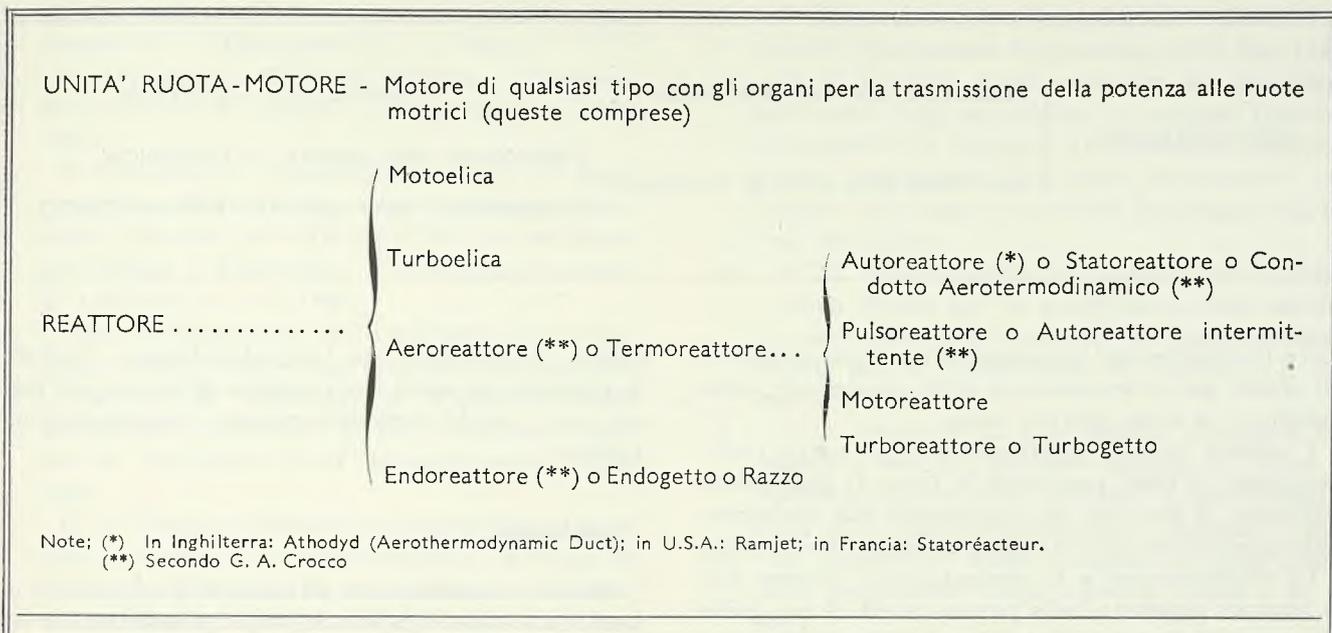
Ecco quindi tre sistemi di motopropulsione distinti: il reattore ad elica (motoelica e turboelica);

Tab. 3

SISTEMI DI PROPULSIONE



CLASSIFICAZIONE E DENOMINAZIONE DELLE UNITÀ MOTOPROPULSIVE



il reattore a getto che utilizza l'aria ambiente, detto quindi anche « aeroreattore »;

il reattore a getto che non utilizza l'aria ambiente, detto « endoreattore » o « razzo ». (vedi Tab. 3).

Secondo G. A. Crocco (vedi il suo magistrale scritto citato in bibl. 7) « la Tecnica ha trovato opportuno riserbare il concetto di *reazione* a quei congegni termodinamici ove la propulsione avviene per mezzo di un getto fluido, geometricamente e cineticamente ben determinato. Tanto che si adopera come equivalente la locuzione *propulsione a getto*. Il che presuppone nell'interno del mobile un fluido in pressione che da un lato spinge il mobile e dall'altro provoca il getto. Reazione ed azione ».

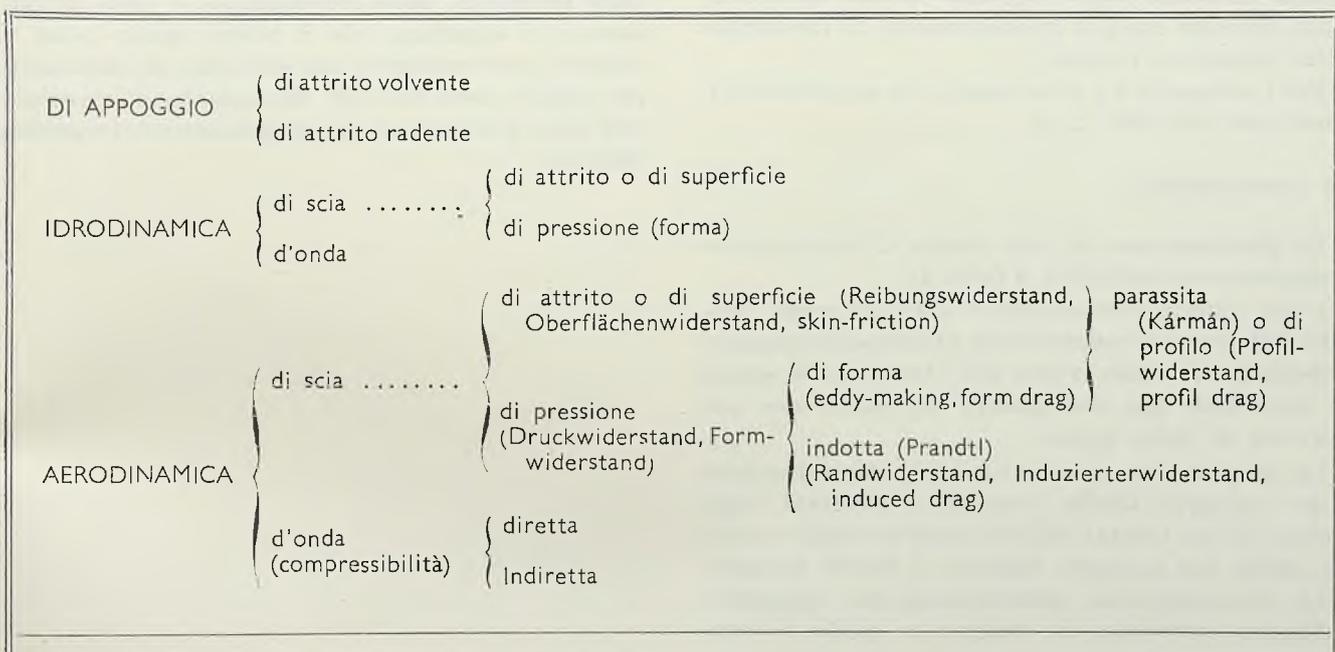
Noi preferiamo comprendere sotto il nome di reattori tutti i sistemi di propulsione a getto o ad elica e per conseguenza gli organi per la motopropulsione dei veicoli e dei missili devono essere divisi in due grandi classi: una che proponiamo di chiamare *unità ruota-motore* e l'altra costituita dai *reattori* (vedi Tab. 4).

L'*unità ruota-motore* realizza la trasformazione dell'energia in coppia motrice e sfrutta, agli effetti propulsivi, *l'aderenza*.

Essa costituisce l'unità motopropulsiva che si impiega in tutti i veicoli terrestri a ruote motrici e per questa ragione l'abbiamo chiamata *unità ruota-motore* in quanto comprende il motore con gli acces-

Tab. 5

CLASSIFICAZIONE E DENOMINAZIONE DELLA RESISTENZA



SISTEMI DI SOSTENTAZIONE

| | | |
|-------------------|--|---|
| SOSTENTAZIONE . . | { basata sulla spinta di Archimede..... (aero-o idro-) - STATICA { non basata sulla spinta di Archimede | { dipendente dalla velocità. - DINAMICA { indipendente dalla velocità - PER APPOGGIO |
| | | |

sori e le installazioni necessarie al suo funzionamento, gli organi per la trasmissione della potenza alle ruote motrici e le ruote motrici stesse.

I reattori invece costituiscono delle unità moto-propulsive le quali per creare la forza di propulsione utilizzano la reazione che corrisponde alla variazione della quantità di moto di apposita massa propellente.

La classificazione e le denominazioni dei vari tipi di reattori riportata nella nostra tabella sono quelle proposte dal Sottocomitato Tecnico Nazionale n. 10 dell'Associazione Termotecnica Italiana alle quali abbiamo aggiunto alcune denominazioni proposte da G. A. Crocco (bibl. 8, 5) ed alcune denominazioni straniere, che spesso si incontrano anche nei testi italiani.

La resistenza.

La resistenza al moto dipende principalmente dal mezzo da cui proviene.

Per i veicoli terrestri abbiamo denominato *resistenza di appoggio* (bibl. 3) quella che consegue al rotolamento sul suolo o sui binari delle ruote motrici e non motrici e all'attrito nei perni delle ruote stesse.

Nella Tab. 5 abbiamo rappresentato le denominazioni delle varie parti in cui si può scindere la resistenza. Abbiamo anche aggiunto alcune denominazioni straniere che più frequentemente si incontrano nella letteratura tecnica.

Per i commenti e i chiarimenti alle singole voci rimandiamo alla bibl. 2, 3.

La sostentazione.

La classificazione dei vari sistemi di sostentazione è rappresentata nella Tab. 6 (bibl. 3).

Come criterio discriminativo abbiamo preso l'origine delle forze di sostentazione ed abbiamo chiamato sostentazione statica quella che è basata sulla spinta di Archimede per distinguerla da quella che non proviene da detta spinta.

La sostentazione non statica può essere *dinamica* o *per appoggio*. Quella dinamica è sfruttata dagli aeromobili più pesanti dell'aria come le aerodine mentre quella per appoggio riguarda i veicoli terrestri.

La denominazione «sostentazione per appoggio» l'abbiamo introdotta in armonia a quella di resi-

stenza di appoggio con la quale abbiamo indicato la resistenza al moto che consegue all'azione del peso con cui i veicoli terrestri gravano direttamente sul terreno.

Conclusioni.

Da anni seguiamo con interesse le proposte che da vari Autori sono state fatte sulla nomenclatura dei veicoli, dei missili, della resistenza, della sostentazione e della propulsione.

In base alle denominazioni e alle definizioni adottate o proposte abbiamo compilato le Tabelle dalla 1 alla 6.

Le principali memorie e pubblicazioni alle quali ci siamo riferiti sono citate nella bibliografia.

Per colmare qualche lacuna, abbiamo introdotto delle denominazioni che ci sembrano indispensabili per una maggiore chiarezza e precisione.

Tra queste entrano le voci seguenti: resistenza di appoggio, sostentazione per appoggio, unità ruota-motore.

Osiamo sperare di avere raggiunto lo scopo prefissoci, che è quello di presentare una visione sintetica e completa delle denominazioni dei veicoli, dei missili, della resistenza, della sostentazione e della propulsione e ci auguriamo che il nostro studio possa in qualche modo costituire una utile base di riferimento per meglio discutere sulle denominazioni convenzionali e per giungere ad una nomenclatura di carattere ufficiale.

INDICAZIONI BIBLIOGRAFICHE

1. - G. GABRIELLI: *Introduzione allo studio degli aeromobili*. «L'Ingegnere», n. 11, 1944.
2. - G. GABRIELLI: *Resistenza effettiva e resistenza minima ideale dei velivoli*. «L'Ingegnere», n. 6-7, 1945.
3. - G. GABRIELLI: *Consideraciones sobre el coeficiente de penetración de modernos vehículos comerciales*. «Revista de la Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales», Universidad Nacional de Córdoba, n. 2-3, 1948.
4. - OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale): *Standards et pratiques recommandées - Marques de nationalité et d'immatriculation des aéronefs*. Annexe 7 à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale, luglio 1949.
5. - G. A. CROCCO: *Principi concettuali della propulsione a reazione*. Lettura tenuta a Firenze l'8 dicembre 1949 per la inaugurazione dell'Anno Accademico 1949-50 della Scuola di Guerra Aerea. Pubblicata a cura dell'Ufficio Studi S.M.A.M.
6. - G. GABRIELLI, TH. VON KÁRMÁN: *What Price Speed?* «Mechanical Engineering», ottobre 1950.
7. - G. A. CROCCO: *L'ubi consistam di Archimede nelle virtù della propulsione a reazione*. Discorso pronunciato in Roma il 16 novembre 1950 nel giorno inaugurale dell'Anno Accademico dei Lincei. Pubblicato a cura dell'Accademia Nazionale dei Lincei.
8. - A.T.I. Sottocomitato Nazionale n. 10 (Turbine a Gas): *Norme per la specificazione delle turbine a gas e delle loro condizioni di funzionamento. Norme per la specificazione dei reattori*. «Il Calore», n. 1, 1951.
9. - G. A. CROCCO: *La sopportazione fisiologica nei missili a reazione*. Numero speciale in onore di Modesto Panetti delle Riviste «L'Aerotecnica», «A.T.A.», «La Termotecnica», febbraio 1951.
10. - G. GABRIELLI: *Dalla motoelica al razzo: Storia della propulsione aerea*. «Realtà nuova», n. 8, 1951.
11. - B. MIGLIORINI, A. DURO: *Prontuario etimologico della lingua italiana*. Torino, 1951.

Commento alla comunicazione di G. Gabrielli: «Considerazioni e proposte sulle denominazioni relative ai veicoli, ai missili ed ai motopropulsori»

RIASSUNTO. — Si dà una definizione del missile in base al concetto di «sostentazione cinetica» e si propongono alcune varianti alla classificazione proposta da G. Gabrielli.

La classificazione dei veicoli, quale presentata, ha suscitato il mio interesse ed alcune considerazioni critiche.

Essi riguardano soprattutto la definizione di missile e la sua inclusione nella classificazione generale.

Si introduce per l'occasione la definizione *sostentazione cinetica* per sintetizzare la traiettoria dei missili.

Si ritiene nuova e interessante la proposta di definire una *unità ruota-motore* per i veicoli terrestri.

Si estende tale definizione concretata anche ai veicoli marini ed aerei per mezzo di una *unità elica-motore*; e infine si propone per i reattori una definizione egualmente concreta, atta a definirli, che si propone di chiamare *unità effusore-combustore*.

Classificazione dei veicoli.

La classificazione che viene presentata e che suddivide i congegni di locomozione ideati dalla Tecnica in due grandi gruppi *veicoli* e *missili* non corrisponde alla loro terminologia. Si propone di quindi modificarla nel senso che risulta dalle seguenti considerazioni.

Definizione di veicolo.

Terminologicamente «veicolo» dal latino *vehere* (trasportare) vuole dire «mezzo di trasporto».

Ora ciò che contrassegna il mezzo di trasporto è anzitutto la esistenza di un carico utile da recare a destinazione, che può essere di persone o di cose; e che ormai si chiama *carico pagante* (payload) di qualsiasi natura esso sia.

Poichè anche i *missili* trasportano un carico pagante, che è stato ieri un munizionamento esplosivo, che è oggi uno strumentario meteorologico e che sarà domani un carico umano, anche il missile è sotto questo aspetto un mezzo di trasporto, cioè un «veicolo» e deve quindi rientrare nel gruppo dei veicoli e non costituire gruppo separato.

Sta di fatto che i *missili* si differenziano dagli altri veicoli dal punto di vista del trasporto per la loro capacità di potersi portare a destinazione anche attraverso il vuoto degli spazi. Essi vanno pertanto classificati in una quarta categoria di veicoli che integra ed esaurisce le altre tre, aggiungendo ai veicoli terrestri (automobili), marini (navi), aerei (aeromobili) i *veicoli spaziali*. Il termine «spazio» include l'atmosfera; ma se si vuole sottilizzare si può dire veicoli *aerospaziali*.

Definizione di missile.

Ma non basta l'attributo «spaziale» a definire il vocabolo *missile*.

Terminologicamente infatti *missile* vuol dire «oggetto lanciato». Erano detti dai Romani «*missilia*» non solo i dardi o i giavellotti ma financo i confetti scambievolmente lanciati durante i festeggiamenti all'aperto. È dunque l'atto del «lancio» che crea il vocabolo.

Sotto questo nuovo aspetto dovrebbero chiamarsi «*missili*» soltanto i proiettili di artiglieria, il cui lancio viene compiuto da una forza esterna. Ma nessun artigliere ha mai diffuso questo termine. Bisogna per altro giustificare l'estensione ai missili che stiamo considerando e che sono lanciati con mezzi propri di bordo anzichè con mezzi d'artiglieria.

La giustificazione non deriva dal lancio in se stesso, ma dalle sue conseguenze fisiche per le quali la velocità impressa dal lancio può consentire al missile di proseguire nello spazio sino a destinazione anche dopo che è cessata la propulsione. Da quel momento infatti il missile si sostiene contro la gravità esattamente come un proiettile, cioè a spese della velocità impressa. E ciò vale anche quando il missile gira in orbita circolare attorno alla Terra; e quando, vinta l'attrazione terrestre, deve sostenersi contro la gravitazione solare.

Per rendere espressiva e mnemonica nella classificazione dei missili questa caratteristica proprietà newtoniana che ha dato luogo a tutta la meccanica celeste, propongo di chiamare convenzionalmente *sostentazione cinetica* questa forma particolare di sostentazione che differisce dalla *sostentazione dinamica* in quanto che non richiede durante il moto forza propulsiva. Bisogna perciò considerare nel quadro della classificazione tre tipi distinti di sostentazione dei gravi:

Sostentazione statica (legge di Archimede)

Sostentazione dinamica (legge di Joukowski)

Sostentazione cinetica (legge di Newton)

e adottare per i missili la definizione convenzionale seguente:

Missile: veicolo spaziale comunque pilotato; e lanciato con mezzi propri in modo da poter proseguire a destinazione per sostentazione cinetica.

Aeromobili a reazione.

Le precedenti considerazioni conducono alla logica conclusione che il vocabolo «*missili*» non può estendersi agli «aeromobili a reazione», anche se aiutati da catapulta o da razzi da decollo. Nè vale conside-

rare come « lancio » la fase di accelerazione sul terreno di cui essi hanno bisogno per conseguire la velocità di decollo, perchè questa accelerazione non conduce alla sustentazione cinetica, ma soltanto alla sustentazione dinamica che continua ad avere bisogno di forza propulsiva.

Gli *aeromobili a reazione* devono quindi venire inseriti nella classificazione generale aprendo una terza sottoclasse nella *sustentazione dinamica* riservata alla propulsione con *aeroreattore*, nel modo che sarà innanzi precisato.

Razzi e missili.

Propongo che il vocabolo « razzo » sia un termine generico, comprensivo di « missile » ma non sinonimo: in quanto che venga a significare qualsiasi congegno propulso per *endo-reazione* da propellenti che porta con sé in partenza, anche se non è un veicolo e se è ad esempio un proiettile d'artiglieria.

Si può dar luogo al quadro seguente che suggerisco di considerare:

- razzi campali
- » interaerei
- » antiaerei
- » anticarro
- » da decollo
- missili.....

mentre i *missili*, come innanzi definiti quali veicoli spaziali, si sottoclassificano come segue:

- missili* sonda (per volo in altezza)
- » terrestri (per volo in gittata)
- » circumterrestri (basi orbitali)
- » extraterrestri (interplanetari)

N.B. - Nell'attraversamento dell'atmosfera i missili possono venir propulsi per endoreazione o per aeroendoreazione o anche per endoautoreazione.

Classificazione veicoli.

Ecco come propongo di trasformare la Tab. 1 concernente la classificazione generale dei veicoli.

CLASSIFICAZIONE GENERALE DEI VEICOLI MOTORIZZATI

| | | | |
|--|----------------------------------|--------------------------------|------------------------|
| TERRESTRI (Locomobili) | { | su strada | |
| | | su rotaia | |
| MARINI..... (Navi) (Idromobili) | { | di superficie | |
| | | subacquei | |
| AEREI (Aeromobili) | { | a sustentazione statica | { senza motopropulsore |
| | | | { con motopropulsore |
| | { | a sustentazione dinamica | { senza motopropulsore |
| | | | { con motopropulsore |
| | | | { con aeroreattore |
| | | | { con endoaeroreattore |
| SPAZIALI..... (Missili) (Vacuomobili) | - a sustentazione cinetica | { con endoaeroreattore | { sonda |
| | | { con endoreattore... | { interterrestri |
| | | { con autoreattore ... | { circumterrestri |
| | | | { extraterrestri |

N.B. - La Tab. 2 dovrebbe essere soppressa.

Aderenza e reazione.

La Tab. 3 è teoricamente esatta ed ha il solo inconveniente di risultare troppo accademica. In termini più concreti essa distingue tutti i veicoli secondo che operano su mezzo *solido* (senza scia) o su mezzo *fluid* (con scia).

Unità motopropulsive.

La Tab. 4 potrebbe invero divenire la più interessante di tutta la esposizione se fosse completata sullo stesso stile anche per le altre unità.

Il concetto di *unità ruota-motore* costituisce infatti una brillante designazione tecnica della caratteristica funzionale dei *veicoli terrestri*.

Infatti con la parola *unità* indica l'esistenza implicita di organi di collegamento non definitivi; mentre

con le parole *ruota* e *motore* definisce l'organo essenziale della *propulsione* e quello della *potenza*.

Bisogna ora definire in modo analogo e *concreto* le unità relative agli altri tipi di veicoli e designarne gli organi caratteristici del binomio motopropulsivo.

Nessun dubbio che il concetto *astratto* « reazione » non si possa contrapporre al concetto *concreto* ruota-motore.

Bisogna quindi anzitutto introdurre per i veicoli *marini ed aerei* ciò che ne ha caratterizzato l'esistenza per tanti anni e cioè la *unità elica-motore*, che si presta a riassumere in modo altrettanto concreto tutta la propulsione ad elica, compresa quella a turbina.

Questa unità avrà in conseguenza una sottoclassificazione per distinguere il motore alternativo dal motore a turbina come è stato già fatto nella Tab. 4, con i vocaboli *motoelica* e *turboelica*.

Per passare alla denominazione della unità motopropulsiva che deve designare i veicoli della nuova Tecnica e cioè gli « aeroreattori » e gli « endoreattori », occorre, con la stessa concretezza raggiunta nelle due designazioni precedenti, precisarne gli organi caratteristici.

Passiamo a farlo entrando nel merito.

Organo caratteristico del turbocompressore.

Nessun dubbio che nel complesso termomeccanico che si vuol chiamare turbocompressore o turbina a gas l'organo caratteristico della Tecnica attuale è la « camera di combustione ». Occorre designarlo con un termine convenzionale che lo distingua dall'organo eventualmente ad esso associato, detto *effusore*; che può anche mancare come avviene nelle turbine a gas destinate a muovere un'elica.

In tal caso infatti le palette stesse delle turbine, fisse e mobili, sono congegnate in modo da condurre i gas di scarico alla pressione ambiente senza che la componente assiale della loro velocità d'uscita superi sensibilmente in valore assoluto la velocità di avanzamento del mobile.

Abbiamo pertanto proposto per questo organo caratteristico del turboreattore il termine monoverbo *combustore*, che designa il complesso delle camere di combustione, inserito generalmente fra compressore e turbina, ove brucia l'aria compressa carburata di alimentazione, indipendentemente dalla destinazione del turbocompressore medesimo.

Non è tuttavia necessario introdurre questo termine nella classificazione quando si tratta di muovere un'elica perchè in tal caso la definizione di *turboelica* risulta di per se stessa esauriente a designare la unità motopropulsiva.

Organi caratteristici del turboreattore.

Diverso è il caso del turboreattore nel quale la turbina a gas, senza trasmettere la sua potenza ad un'elica, è destinata a fornire col getto di suoi gas di scarico la necessaria propulsione.

In tal caso questi gas di scarico devono uscire dal veicolo con velocità relativa assiale notevolmente maggiore di quella di entrata e generalmente supersonica; e ciò impone non solo una diversa congegnazione delle palette fisse e mobili della turbina, ma richiede altresì quell'organo supplementare che abbiamo chiamato *effusore* destinato ad ottenere il massimo incremento della velocità assiale dei gas di scarico.

Poichè per altro il « combustore » rimane sempre a caratterizzare il turbocompressore che alimenta l'« effusore », è evidente che l'unità motopropulsiva del turboreattore può ridursi alla associazione di questi due organi.

Introdurremo pertanto la nuova definizione: *unità effusore-combustore* per designare il connubio di due congegni concreti che caratterizzano rispettivamente l'organo di propulsione e l'organo di potenza di un turboreattore.

Organi caratteristici dell'autoreattore.

Se si definisce « autoreattore » quell'organo motopropulsivo in cui l'alimentazione dell'aria compressa è fornita da una bocca di presa che utilizza la velocità stessa del veicolo, cioè quell'organo che alcuni chiamano *statorattore* o *termoreattore* o *altrimenti*, risulta altrettanto evidente che i due congegni innanzi considerati, cioè « combustore » ed « effusore » definiscono a maggior ragione l'unità motopropulsiva dell'autoreattore venendo a mancare soltanto il compressore e la turbina. Si può anzi asserire che, ottenuto altrimenti l'avviamento del veicolo, l'unità *effusore-combustore* si adatti ancor meglio a questo veicolo senza organi meccanici di potenza. Il modo di avviarlo potrà formare oggetto di una sottoclassificazione.

Organi caratteristici dell'endoreattore.

Con qualche avvertenza si può estendere anche all'endoreattore la precedente definizione di *unità effusore-combustore*, testè data per il turboreattore e per l'autoreattore.

La prima avvertenza si riferisce all'attuale tecnica di alimentazione con propellenti chimici, solidi o liquidi. In tal caso la camera ove ha luogo la combustione di questi propellenti deve provvedere con appositi accorgimenti e speciale dimensionatura alla gassificazione dei propellenti, alla loro completa combustione ed al proprio raffreddamento recuperativo, il che conduce a modalità costruttive diverse dalle camere degli aeroreattori. Ma tutto questo non impedisce che possa conservarsi la denominazione di « combustore ».

Una seconda avvertenza riguarda la possibilità di ottenere in avvenire endoreattori a potenza *nucleare*, per i quali la espressiva denominazione di « combustore » potrà adottarsi solo a titolo convenzionale.

Una terza avvertenza si riferisce alla postazione dell'« effusore » che anzichè trovarsi dopo la turbina e quindi staccato dal « combustore » suole essere invece metallicamente solidale con esso e partecipa del raffreddamento rigenerativo. Per questa modalità costruttiva è invalso l'uso nella Tecnica Americana di chiamare sinteticamente « motor » il complesso della camera coi suoi iniettori e il suo effusore.

Ma poichè dal punto di vista funzionale l'organo propulsivo rimane essenzialmente l'effusore senza il quale i gas di scarico non potrebbero superare la velocità del suono nè espandersi alla pressione ambiente; mentre d'altra parte il combustore rimane essenzialmente l'organo che crea la potenza motrice della massa fluida; si deve ritenere analiticamente corretto di distinguere i due organi caratteristici e

di considerare separatamente quello motore da quello propulsivo adottando la stessa definizione di unità motopropulsiva precedentemente proposta.

Conclusioni sulle unità motopropulsive.

Da tutto quanto è stato esposto si deduce in conclusione che bastano tre unità motopropulsive a classificare dal punto di vista di una distinzione concreta tutti i casi possibili nella propulsione dei veicoli.

La Tab. 4 andrebbe perciò *omogeneizzata* e trasformata come segue escludendone soltanto il cosiddetto « motoreattore », tipo primitivo e superato che può avere soltanto interesse storico.

Ecco come risulterebbe in tal modo completata la Tab. 4.

UNITÀ MOTOPROPULSIVE

| | | |
|----------------------------------|----------------------------------|--|
| UNITA' RUOTA-MOTORE | - Veicoli terrestri motorizzati | |
| UNITA' ELICA-MOTORE | - Veicoli marini ed aerei | { Motoelica Turboelica |
| UNITA' EFFUSORE-COMBUSTORE | - Veicoli aerei e spaziali | { Autoreattore Pulsoreattore Turboreattore Endoreattore |

N.B. - Nulla da osservare alla Tab. 5.

N.B. - La Tab. 6 andrebbe modificata per metterla in coerenza con la nuova classificazione.

Sulla classificazione e sulle denominazioni relative ai veicoli ed ai propulsori (contributo alla discussione)

RIASSUNTO. — *Si esprimono opinioni sul problema della classificazione dei veicoli e dei propulsori posto dal prof. G. Gabrielli nella sua comunicazione al Congresso nazionale di Aerotecnica, Napoli, settembre 1951, tenuto presente il « Commento » alla comunicazione stessa redatto da G. A. Crocco.*

Il problema posto da G. Gabrielli nella sua comunicazione al Congresso di Aerotecnica di Napoli (settembre 1951) relativo alla classificazione dei veicoli e dei propulsori e alle corrispondenti denominazioni è senza dubbio interessante, ma presenta le difficoltà proprie di ogni problema del genere e che sono di due ordini: difficoltà intrinseca inerente alla classificazione stessa, che deve avere caratteri di chiarezza e di razionalità; difficoltà estrinseca di accordare le denominazioni proposte in ordine alla classificazione adottata all'uso corrente. In fatto di nomenclatura, in effetti, l'uso è sovrano ed una proposta di sovvertire l'uso invalso avrebbe ben poca probabilità di essere accolta. Qualcuno ha detto perfino che, proprio per questa ragione, il problema non ha interesse; ma non sono di questo parere. L'uso può infatti essere, se non sovvertito, incanalato e guidato, specie nel campo tecnico-scientifico; e la classificazione razionale, oltre essere un'esigenza dello spirito raziocinante, è alla base di ogni sistemazione scientifica. Essa serve, se non altro, a chiarire le idee e a dare una visione organica e generale di fenomeni che hanno fra loro affinità che li accomunano e diversità che li distinguono.

Alla comunicazione di G. Gabrielli ha fatto immediatamente seguito un acuto commento di G. A. Crocco, che mi pare quanto mai atto ad inquadrare la discussione.

Il presente scritto non ha altro scopo che di contribuire alla discussione stessa e sarò lieto se essa darà occasione ad altri contributi.

Primo quesito: Dobbiamo distinguere i veicoli dai missili? E che cos'è precisamente un missile? Il prof. Gabrielli distingue nettamente i veicoli dai missili, mentre il prof. Crocco è di contrario parere. Secondo Crocco i veicoli dovrebbero catalogarsi in quattro classi: terrestri, marini, aerei e spaziali. Questi ultimi sarebbero i missili. Peraltro l'attributo « spaziali » mi sembra non del tutto appropriato giacché anche gli altri veicoli viaggiano nello spazio. Occorrerebbe per « spazio » intendere spazio vuoto; ma anche ciò non sarebbe del tutto giusto in quanto un missile resta tale anche se non evade dall'atmosfera terrestre.

Vediamo pertanto se possiamo stabilire quali sono gli attributi propri dei missili.

Una prima caratteristica a mio giudizio è quella di essere lanciati anziché propulsi. Naturalmente occorre precisare i concetti.

Io proporrei di chiamare *propulsione* una forza applicata al veicolo (proveniente da un « motore »

portato a bordo del veicolo stesso) destinata a vincere una resistenza continua; *impulsione* una forza destinata invece ad imprimere al veicolo una certa velocità e conseguentemente una certa quantità di moto ed una certa energia cinetica. Questa distinzione porta con sé la corrispondente distinzione fra *propulsori* e *impulsori* (distinzione funzionale, non organica). Se si dovesse trovare un termine comprensivo delle due categorie, si potrebbe usare — lo suggerisco timidamente — *pulsori*. Si dirà che all'avviamento ogni propulsore è impulsore e viceversa un impulsore è anche propulsore finché il mobile è immerso nell'atmosfera. Ma ciò non toglie che la classificazione possa ugualmente farsi in base alla funzione prevalente. Anche un aereo a sustentazione statica può valersi della sustentazione dinamica e viceversa; ciò non toglie peraltro valore alla classificazione degli aerei nelle due categorie. Comunque il concetto di propulsione implica quello di un moto a regime o quasi a regime, il concetto di impulsione quello di lancio iniziale.

In base dunque a quanto sopra il missile è un mobile o veicolo senza propulsione.

Una seconda caratteristica del missile è a mio giudizio l'assenza di sustentazione. In questo io mi distacco da G. A. Crocco, il quale, guidato evidentemente da un criterio di simmetria, attribuisce la sustentazione anche ai missili e la chiama, con elegante locuzione, « sustentazione cinetica ». A parte che la sustentazione dei missili — se così si volesse chiamare — è conseguenza non della velocità (come fa pensare l'attributo cinetica) ma della accelerazione, ritengo non si possa affatto parlare di sustentazione. E ciò per due motivi:

1) la sustentazione implica qualche cosa che sostiene (la terra, l'acqua, l'aria), ciò che manca al missile;

2) la sustentazione è una forza che sostiene il veicolo, opponendosi al peso (o in generale alla forza di gravitazione) dell'insieme, ma i corpi contenuti nel veicolo risentono ugualmente il peso (mi riferisco per semplicità al moto rettilineo uniforme).

Nel caso del missile no. I corpi contenuti nel missile non pesano, perché la forza gravitazionale è equilibrata dalla forza d'inerzia. Il fenomeno è pertanto di natura diversa. Se si chiamasse sustentazione la forza d'inerzia che fa equilibrio al campo gravitazionale, si dovrebbe parlare di sustentazione anche per un grave cadente liberamente lungo la verticale, ciò che sarebbe veramente una contraddizione in termini,

Pertanto si può dire che il missile è un veicolo senza sostentazione, o « inerziale ».

Si noti che le due caratteristiche: senza sostentazione e senza propulsione sono in definitiva intercambiabili perchè la sostentazione implica un appoggio e quindi una resistenza.

A questo punto si presentano due vie: o classificare i missili nei veicoli, distinguendo questi in veicoli a sostentazione e veicoli senza sostentazione o missili; ovvero riserbare il termine veicoli ai primi e il termine missili ai secondi, il che forse dal punto di vista pratico sarebbe preferibile. Nascerebbe allora il problema di denominare la classe più generale di mobili comprendente ambedue le sottoclassi. Non mi arrischio a fare proposte e lascio per il momento il problema insoluto.

Secondo quesito: Come si possono distinguere le varie specie di sostentazione e di pulsione? Per quanto riguarda la sostentazione, esclusa per le ragioni dette la sostentazione cinetica, restano la sostentazione statica e la sostentazione dinamica. La distinzione è facile: la prima è una azione di contatto di carattere statico e si può avere da parte di un solido e da parte di un fluido. Si potrebbe pertanto parlare di sostentazione *stereostatica* (da parte di un solido) e *fluidostatica* (idrostatica, aerostatica). La seconda è effetto di reazione di un fluido accelerato (idrodinamica, aerodinamica). Fin qui credo che siano tutti d'accordo. Ma l'interessante è che la stessa distinzione può farsi per la *pulsione* (propulsione, impulsione). Vi è cioè una *pulsione statica* ed una *pulsione dinamica*. La prima è quella dei veicoli terrestri (che non è legata a fenomeni di natura impulsiva, ma all'aderenza, fenomeno di natura statica, almeno nella sua essenza) la seconda è quella propria dei reattori (elica compresa). Ed è giusto chiamarla « dinamica » in quanto deriva propria da principi della dinamica: impulso = quantità di moto e azione = reazione.

Si dirà che anche un veicolo terrestre muovendosi imprime una quantità di moto alla terra che per esso è appoggio sia della sostentazione, sia della propulsione. Ma l'analogia è valida fino ad un certo punto. Il moto a ritroso della terra — a parte la sua insignificanza pratica — è una conseguenza della pulsione, non ne è la causa. La pulsione infatti può esistere in questo caso anche se il moto del veicolo non c'è (fino a che, ad es., la pulsione non supera la resistenza) e in questo caso la terra non si muove. Ma c'è di più. Se si realizza una condizione di regime, nella quale la propulsione uguagli la resistenza, poichè questa proviene dalla stessa terra (comprese naturalmente l'atmosfera e la idrosfera) questa viene in definitiva sollecitata da forze uguali e contrarie e quindi non si muove (o meglio conserverà il moto acquisito inizialmente nel periodo dell'impulsione).

Infine questo moto a ritroso della terra considerata nel suo insieme si ha, quando è il caso, anche se il veicolo si appoggia sull'aria o sull'acqua, giacchè i moti locali del mezzo si smorzano trasferendosi in definitiva sull'insieme.

Mi sembra pertanto che la distinzione fra pulsione statica e pulsione dinamica sia da accettarsi come espressione di una reale diversità.

Come si è detto, l'elica è un pulsore dinamico, come i reattori e potrebbe senz'altro stabilirsi l'equazione: *pulsore dinamico = reattore*, includendo l'elica fra i reattori. Ma dal punto di vista pratico è conveniente distinguere i pulsori dinamici che agiscono sul mezzo (eliche, rotor, ali battenti) imprimendo ad esso una quantità di moto e quelli che invece agiscono dinamicamente anche (o esclusivamente) su materia recata a bordo.

Perciò riserverei il nome di *reattori* a quei pulsori dinamici che imprimono variazioni di velocità su materia che almeno in parte è portata a bordo del mobile (v. definizione A.T.A. progetto settembre 1951). Gli altri pulsori dinamici come si possono chiamare? Penso che non sia necessario creare una denominazione apposita, ma che ogni tipo possa chiamarsi col suo nome (elica, rotore Savonius, ecc.).

Terzo quesito: Qual'è la caratteristica di un veicolo? Quella di portare un carico — dice G. A. Crocco — partendo dal significato etimologico. Un sasso lanciato non è un veicolo, questo è chiaro. Ma non mi pare che basti. Il veicolo considerato da G. Gabrielli è munito di motore, si muove perciò da sè (e dovrebbe chiamarsi *autoveicolo*, se il termine ormai largamente usato in altro senso non generasse confusione) inoltre deve potersi guidare. La parola veicolo ha in sè questi significati? Non mi pare. Anche la carrozza tirata dal cavallo o la portantina sono veicoli; ed è veicolo anche la carrozza ferroviaria che non si muove da sè.

Occorre dunque attribuire al veicolo solo le due caratteristiche: portare un carico ed essere dirigibile; e distinguere gli *auto-veicoli* (v. quanto detto sopra) dai *veicoli trainati* (treno!) o *rimorchiati*.

Quanto alla dirigibilità, sarebbe forse opportuno distinguere la dirigibilità unidimensionale (ferrovie, guida rigida) bidimensionale (veicoli di superficie), tridimensionale (ecco i veicoli « spaziali », in senso diverso da quello usato dal Crocco).

Mi fermo qui. Credo che riflettendo si potrebbero trovare varie altre possibili classificazioni, specificazioni, distinzioni; ma non è mia intenzione dar fondo all'argomento.

Neppure concludo con una o più tabella o quadri di classificazione. Ho voluto esporre solo il risultato di alcune mie riflessioni, che possano indurre altri a riflettere a loro volta e comunque credo valgano a mettere in luce alcuni lati del complesso problema.

Un metodo per la determinazione della superficie alare e del suo allungamento nel progetto dei velivoli.

L'Autore dà una equazione che esprime il peso totale di un velivolo in funzione dei dati di progetto (come autonomia, carico pagante, velocità, ecc.) e degli elementi incogniti (come il peso totale e la superficie alare). Detta equazione, in aggiunta a tre note relazioni della meccanica del volo che danno i valori del carico alare, della potenza superficiale e dell'allungamento alare, permette di determinare il valore della superficie alare e quindi della potenza e del peso totale del velivolo.

Introduzione.

Nella progettazione dei velivoli si parte generalmente da alcuni dati come, per esempio,

| | | |
|-------------------------------------|---|-------------------|
| V_{\min} | velocità minima con ipersosten-tatori abbassati, a quota zero | [m/s] |
| Z_t | quota di tangenza teorica con tutti o parte dei motori in funzione | [m] |
| V_{\max} o V_{cr} | velocità massima o, rispettiva-mente, di crociera | [m/s] |
| Z_v | quota corrispondente, alla quale si ha la massima velocità o quella di crociera | [m] |
| A | autonomia corrispondente | [km] |
| Q_p | carico pagante | [kg] |
| e si vogliono conoscere i valori di | | |
| Q | peso totale | [kg] |
| Π_{\max} o Π_{cr} | potenza massima o di crociera alla quota Z_v | [Cv] |
| S | superficie alare | [m ²] |
| λ | allungamento dell'ala | [o] |
| oppure | | |
| b | apertura alare | [m] |

È noto che in funzione di V_{\min} , di Z_t e di V_{\max} (o V_{cr}) restano univocamente determinati i valori di

| | | |
|----------------|----------------------|----------------------|
| Q/S | carico alare | [kg/m ²] |
| Π_{\max}/S | potenza superficiale | [Cv/m ²] |
| oppure | | |
| Π_{\max}/Q | potenza specifica | [Cv/kg] |

e
 λ (oppure b)

mediante tre note equazioni che legano detti pa-rametri ai coefficienti di portanza C_p e di resistenza C_r del velivolo (ossia a quelle caratteristiche aero-dinamiche che dipendono dalla sua forma esterna) nonché al rendimento η degli organi di propulsione.

Per dedurre però i valori effettivi di Q , Π_{\max} ed S occorre una quarta equazione.

Scopo del presente lavoro è di dare tale quarta equazione che esprima il valore di Q in funzione

di elementi dati (come A e Q_p) e di elementi in-cogniti (come Q , S , λ , Π_{\max}).

Con ciò, oltre a determinare la grandezza della superficie alare e del suo allungamento (o della sua apertura), è possibile esaminare in sede di progetto come variano alcune grandezze del velivolo stesso (Q , S , λ , Π_{\max}) in funzione dei dati di par-tenza (V_{\max} , A , Q_p , ecc.) e si può quindi giudicare, agli effetti di un proporzionamento corretto, se sia conveniente o no variare, e di quanto, i dati di partenza del progetto per ottenere una soluzione che rappresenti il compromesso più conveniente.

Nella presente nota ci riferiamo al caso dei velivoli ad elica con motori volumetrici.

La polare del velivolo.

La polare di un velivolo è esprimibile con l'equazione

$$C_r = C_{r0} + \frac{2 C_p^2}{\pi \beta \lambda}$$

in cui

| | | |
|-------------------------------|---|-----|
| C_p | è il coefficiente di portanza del velivolo (riferito a ρV^2) | [o] |
| C_r | è il coefficiente di resistenza del velivolo (riferito a ρV^2) | [o] |
| C_{r0} | è il valore del coefficiente di resistenza parassita per $C_p = 0$ | [o] |
| $\frac{2 C_p^2}{\pi \lambda}$ | è il coefficiente di resistenza indotta minima ideale | [o] |
| β | è il cosiddetto fattore di induzione [bibl. 1, 2, 4, 8] che tiene conto agli effetti della resistenza indotta della dis-cordanza tra la distribuzione ellittica della portanza e quella reale nonché degli effetti d'induzione mutua dell'ala con le altre parti del velivolo | [o] |

Il valore di β è influenzato specialmente dalla forma dei raccordi tra ala e fusoliera, dalla pre-senza di navicelle motori nelle ali, dalla posizione relativa tra ala e fusoliera e, infine, dalle loro dimensioni relative.

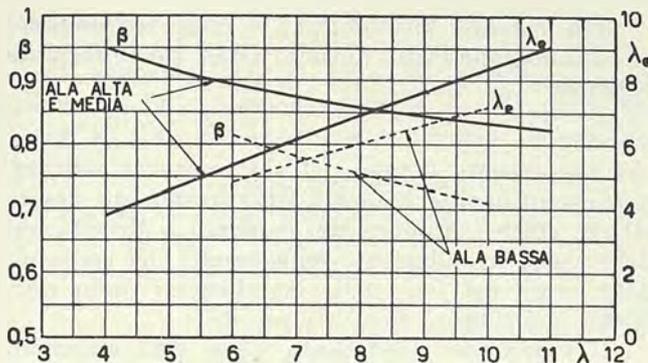


Fig. 1 - Valori del fattore di induzione β e dell'allungamento effettivo λ_e in funzione dell'allungamento geometrico λ .

Il suo valore è assunto generalmente costante, cioè indipendente da C_p (alcuni Autori assumono mediamente $\beta = 0,85$ (bibl. 4)). In realtà esso varia con C_p , e si può determinare caso per caso con esperienze sul modello al canale del vento. Altri Autori ne danno il valore basato su dati empirici, in funzione dell'allungamento dell'ala e del rapporto di rastremazione [bibl. 7]. In fig. 1 è riportato infine un diagramma di β in funzione di λ per due differenti posizioni dell'ala (alta e media o bassa) che abbiamo ricavato da bibl. 9.

L'equazione della velocità minima.

Nell'impostare il progetto si comincia con la scelta del carico alare, poiché le condizioni di sicurezza, la cui importanza è preminente specie per i velivoli da trasporto commerciale, impongono di non oltrepassare una determinata velocità minima, in relazione al tonnellaggio del velivolo ed alle particolari condizioni di impiego.

Il valore del carico alare si deduce dal valore imposto per la velocità minima a bassa quota e dal valore del $C_{p\max}$ dell'intero velivolo con ipersostentatori abbassati. Si ha

$$\frac{Q}{S} = C_{p\max} \rho_0 V_{\min}^2 \quad (1)$$

in cui

ρ_0 è la densità dell'aria a quota zero [$\text{kg s}^2/\text{m}^2$]
 $C_{p\max}$ ha un valore che è compreso tra 0,9 e 1,0, a seconda che si tratti di ali con aletta a spacco o con doppia aletta a fessura e aletta a fessura sul bordo d'attacco [bibl. 9].

L'equazione del volo orizzontale.

In condizione di volo orizzontale uniforme si ha, in generale,

$$C_r \rho_0 S V^3 = 75 \eta \Pi$$

Se si considera il volo alla velocità di crociera V_{cr} , alla quota Z_v , si ha

$$C_r \rho_0 \delta_v S V_{cr}^3 = 75 \eta_v C_I \Pi_{\max}$$

in cui

C_I è il rapporto prefissato tra la potenza

necessaria per il volo orizzontale a velocità V_{cr} e la potenza massima erogata dai motori a quota Z_v [o]

η_v è il rendimento corrispondente dell'elica [o]

δ_v è la densità relativa dell'aria a quota Z_v [o]

Ricordando che

$$C_r = C_{r0} + \frac{2 C_p^2}{\pi \beta \lambda}$$

e ponendo $\beta \lambda = \lambda_e$ (allungamento effettivo), si ottiene

$$C_{r0} \rho_0 \delta_v S V_{cr}^3 + \frac{2 C_p^2}{\pi \lambda_e} \rho_0 \delta_v S V_{cr}^3 = 75 \eta_v C_I \Pi_{\max}$$

e, poiché

$$C_p = \frac{Q/S}{\rho_0 \delta_v V_{cr}^2}$$

si ha:

$$C_{r0} \rho_0 \delta_v V_{cr}^3 + \frac{2 (Q/S)^2}{\pi \lambda_e \rho_0 \delta_v V_{cr}} = 75 \eta_v C_I \frac{\Pi_{\max}}{S} \quad (2)$$

L'equazione della quota di tangenza.

L'assetto del velivolo alla quota di tangenza è notoriamente [bibl. 3] quello corrispondente al massimo dell'espressione

$$\frac{C_p^{3/2}}{C_r} = \frac{C_p^{3/2}}{C_{r0} + \frac{2}{\pi \lambda_e} C_p^2}$$

Il valore di C_p che rende massimo tale rapporto è quello che annulla l'espressione seguente

$$\frac{\partial}{\partial C_p} \left(\frac{C_p^{3/2}}{C_{r0} + \frac{2}{\pi \lambda_e} C_p^2} \right) = C_p^{\frac{1}{2}} \frac{\frac{3}{2} C_{r0} - \frac{C_p^2}{\pi \lambda_e}}{\left(C_{r0} + \frac{2}{\pi \lambda_e} C_p^2 \right)^2}$$

Esso è

$$C_p = (1,5 \pi \lambda_e C_{r0})^{\frac{1}{2}}$$

Si ottiene così, dopo qualche semplificazione,

$$\left(\frac{C_p^{3/2}}{C_r} \right)_{\max} \cong 0,8 \sqrt[4]{\frac{\lambda_e^3}{C_{r0}}} \quad (3)$$

In una generica condizione di volo orizzontale si ha, d'altra parte,

$$C_p = \frac{Q/S}{\rho V^2} \quad C_r = \frac{75 \eta \Pi/S}{\rho V^3}$$

da cui

$$\frac{C_p^{3/2}}{C_r} = \frac{(Q/S)^{3/2}}{\rho^2 75 \eta \Pi/S}$$

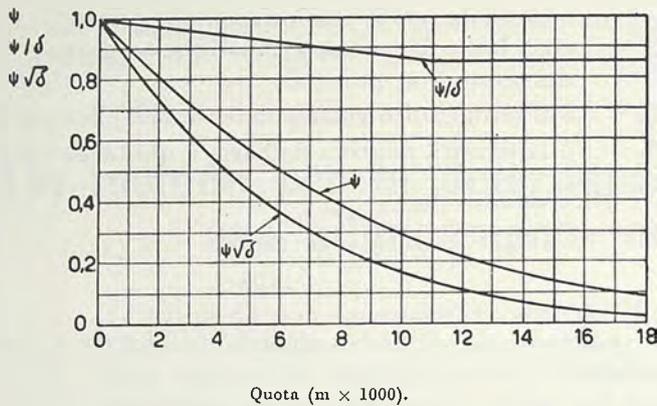


Fig. 2 - Valori di ψ , ψ/δ e $\psi\sqrt{\delta}$ in funzione della quota.

Nel caso del volo orizzontale, alla quota di tangenza teorica,

$$\Pi = \frac{\psi_t}{\psi_v} \Pi_{\max}$$

ove ψ è il fattore di riduzione della potenza con la quota, che, per i motivi volumetrici, è esprimibile con la formula seguente

$$\psi = \frac{p}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T}}$$

in cui p , p_0 , T , T_0 sono rispettivamente la pressione e la temperatura assoluta secondo l'aria tipo alla quota generica Z ed a quota zero (bibl. 3).

Si ottiene quindi:

$$\frac{C_p^{3/2}}{C_r} = \frac{(Q/S)^{3/2}}{\rho_0^2 \delta_t^2 75 \eta_t \Pi_{\max}/S} \frac{\psi_v}{\psi_t} \quad (4)$$

Eguagliando la (3) e la (4) si ottiene l'equazione cercata:

$$75 \eta_t \frac{\Pi_{\max}}{S} = \frac{1,25 C_{r0}^{1/4} \psi_v (Q/S)^{3/2}}{\rho_0^2 (\delta^2 \psi)_t \lambda^{3/4}} \quad (5)$$

In fig. 2 sono riportati i diagrammi di ψ , ψ/δ e $\psi\sqrt{\delta}$ in funzione della quota.

L'equazione dei pesi.

L'elemento più importante che occorre conoscere per scrivere l'equazione dei pesi, è il peso dell'ala in funzione degli elementi dai quali esso dipende.

Esistono numerose formule che esprimono tale peso con leggi empiriche o semiempiriche. Le più complete tengono conto della forma in pianta (rapporto di rastremazione), dello spessore relativo del profilo all'incastro ed all'estremità dell'ala, della sua apertura, del coefficiente di robustezza N richiesto, del peso totale Q , dell'allungamento λ , della tensione massima di sfruttamento del materiale e del suo peso specifico, ecc.

Tra le molte formule, per le quali rimandiamo alla bibliografia [bibl. 6], adottiamo qui la formula seguente

$$C_2 N Q b \lambda + 6 S$$

che rappresenta il peso dell'ala compresi alettoni, ipersostentatori e le parti strutturalmente fissate all'ala, come i supporti dei comandi e gli attacchi delle varie installazioni, come quella dei serbatoi, delle armi, dei fari, delle installazioni radio elettriche, dei motori, ecc.

Il valore del coefficiente C_2 si può assumere mediamente, nel caso di ali metalliche,

$$C_2 = 1/7760 \text{ m}^{-1}$$

Siano inoltre:

| | | |
|---|--|------|
| Q_0 | peso della fusoliera completa con le sue installazioni, arredamenti, strumenti ed equipaggio del velivolo | [kg] |
| $C_3 p_i S$ | peso degli impennaggi (ove $C_3 \cong 0,2$; $p_i \cong 6 \text{ kg/m}^2$ per piccoli velivoli da turismo; $p_i = 10 \div 12 \text{ kg/m}^2$ per velivoli di medio tonnellaggio; $p_i \cong 12 \text{ kg/m}^2$ per velivoli veloci ad alto coefficiente di robustezza) | [kg] |
| $C_4 \Pi_{\max}$ | peso del gruppo motopropulsore ($C_4 \cong 1,3 \text{ kg/Cv}$) | [kg] |
| $C_1 c_s \frac{A}{3,6 V_{cr}} \Pi_{\max}$ | peso del carburante e del lubrificante necessari per percorrere l'autonomia di distanza di A km (c è il consumo specifico in kg/Cv.h) | [kg] |
| $C_5 Q$ | peso dei comandi ($C_5 \cong 0,01$) | [kg] |
| $C_6 Q$ | peso degli organi di atterraggio ($C_6 \cong 0,05$) | [kg] |

Si può scrivere

$$Q_p + Q_0 + C_2 N Q b \lambda + 6 S + C_3 p_i S + C_4 \Pi_{\max} + C_1 c_s \frac{A}{3,6 V_{cr}} \Pi_{\max} + C_5 Q + C_6 Q = Q$$

da cui, ricordando che

$$b = \lambda^2 \frac{1}{S^2},$$

si ottiene

$$\left[C_2 N \lambda^{3/2} \frac{Q}{S} \right] S^{3/2} - \left[(1 - C_5 - C_6) \frac{Q}{S} - 6 - C_3 p_i + \right. \quad (6)$$

$$\left. - \left(C_4 + C_1 c_s \frac{A}{3,6 V_{cr}} \right) \frac{\Pi_{\max}}{S} \right] S + [Q_p + Q_0] = 0$$

Le equazioni (1), (2), (5) e (6) costituiscono un sistema nelle quattro incognite λ , Π_{\max} , S , Q . Dalle (1), (2) e (5) si ottiene la seguente equazione in λ_e :

$$\lambda_e - C_I \frac{\eta_v}{\eta_t} \frac{1,25(\psi/\delta)_v C_{p_{\max}}^{3/2}}{C_{r_0}^{3/4} (\psi\delta^2)_t} \left(\frac{V_{\min}}{V_{cr}} \right)^3 \lambda_e^{1/4} + \frac{2 C_{p_{\max}}^2}{\pi \delta_v^2 C_{r_0}} \left(\frac{V_{\min}}{V_{cr}} \right)^4 = 0$$

che si risolve con metodi grafici o numerici.

Dal valore di λ_e così ottenuto, si ricava λ per mezzo del diagramma di fig. 1, ricavato da bibl. 9.

Con ciò la (6), essendo noti tutti i termini tra parentesi quadra, compresi Q/S e Π_{\max}/S che si deducono dalle (1) e (2), si può risolvere rispetto all'unica incognita S .

Noto il valore di S si ricavano immediatamente i valori di Q e di Π_{\max} .

Convegno Internazionale su i « Modelli nella Tecnica », Accademia Nazionale dei Lincei, Venezia, 1-6 ottobre 1955. Zeitschrift für Flugwissenschaften, n. 5-6, 1956.

8

Teoria ed applicazione dei modelli strutturali nelle costruzioni aeronautiche.

Introduzione.

Il principio di similitudine, mentre ha avuto in aviazione una grande ed estesa applicazione con i modelli aerodinamici, ben poca attenzione ha ricevuto nel campo dei modelli delle strutture.

Il numero di Reynolds, il numero di Mach ed altri parametri relativi alle correnti fluide sono alla portata di tutti gli ingegneri aeronautici per lo studio delle forze aerodinamiche ricavati sui modelli nelle prove al canale del vento o in generale nelle prove di dinamica delle correnti sui modelli di condotti delle prese d'aria di condotti interni dei motori a getto ecc.

Il problema di trasferire ed interpretare i risultati di prove elastiche o di rottura su modelli strutturali non ha trovato invece sufficiente applicazione ed apprezzamento.

La ragione di ciò sta forse nel fatto che molti « Regolamenti » per il collaudo statico dei velivoli richiedevano, e in parte richiedono ancora oggi, delle prove elastiche o di rottura in vera grandezza.

Oltre a ciò, può avere influito su questo stato di cose il valore relativamente basso del cosiddetto fattore di sicurezza che si usa applicare alle strutture aeronautiche rispetto a quello usuale in altre strutture, quali per esempio i ponti e le costruzioni civili in genere.

BIBLIOGRAFIA

- [1] *Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen*, Erste Lieferung, München 1923, p. 63.
- [2] H. GLAUERT, *The Elements of Aerofoil & Airscrew Theory*, 1st Ed., Cambridge 1926, Chapter XI.
- [3] G. A. CROCCO, *Elementi di aviazione*, Vol. I, Roma 1932, p. 389-395.
- [4] G. A. CROCCO, *Equazioni concettuali della meccanica del volo*, 1° « L'Aerotecnia », N. 7-8, 1940. 2° « L'Aerotecnia », N. 1, 1941.
- [5] G. GABRIELLI, *Resistenza effettiva e resistenza minima ideale dei velivoli*, « L'Ingegnere », N. 6-7, 1945.
- [6] G. GABRIELLI, *Note sul progetto dei velivoli*, « L'Ingegnere », N. 9, 1949.
- [7] I. H. ABBOTT & A. E. von DOENHOFF, *Theory of Wing Sections*, New York 1949, p. 17-18.
- [8] I. H. DRIGGS, *Aircraft Design Analysis*, « Journal of the Royal Aeronautical Society », febbraio 1950, p. 72-73.
- [9] H. K. MILLICER, *The Design - studi*, « Flight », 17 agosto 1951.

Questo basso valore del fattore di sicurezza porta come conseguenza alla necessità di conoscere con esattezza il comportamento della struttura sotto i carichi esterni a cui può essere sottoposta in esercizio e alla necessità di conoscerne il valore che corrisponde al cedimento della struttura ed il modo ed il punto o i punti con cui il cedimento stesso si manifesta.

Pur senza disconoscere la grande importanza che hanno per il costruttore aeronautico le prove di rottura ed elastiche al vero, è utile, secondo noi, una maggiore e più estesa applicazione della legge di similitudine strutturale, sia sui modelli di parti elementari o di complessi, sia per dedurre in sede di progetto utili indicazioni in base ai risultati ricavati da prove su strutture analoghe, anche se non perfettamente simili, a quelle in studio.

Dato l'elevato costo delle prove al vero sulle strutture dei moderni velivoli e data la loro complessità, riteniamo che l'uso dei modelli strutturali può costituire un buon aiuto per ridurre il costo del progetto ed il tempo necessario alla elaborazione dello stesso.

Se a ciò si aggiungono i complessi problemi che l'impiego delle moderne leghe di alluminio ad elevata resistenza hanno portato con sé, si può concludere che le prove sui modelli di complessivi

o parti strutturali sono sempre più desiderabili nel progetto.

Naturalmente l'indagine su altri tipi di sollecitazioni che non siano quelle statiche, come per esempio l'indagine sul comportamento a fatica delle strutture o l'analisi delle strutture sotto un dato programma di carichi alternati (dovuti per esempio alla pressurizzazione delle cabine o a vibrazioni proprie) e la misura del periodo di vibrazione delle strutture e della loro rigidità sono ormai indispensabili per lo studio dei fenomeni connessi specialmente con l'alta velocità dei velivoli moderni (fenomeni aeroelastici e dinamici).

Questi problemi richiedono la conoscenza di certi coefficienti propri delle strutture, che possono essere ricavati convenientemente sui modelli strutturali.

La presente nota si riferisce soltanto all'analisi strutturale a carattere statico sia al limite estremo di resistenza che sotto condizioni intermedie corrispondenti a deformazioni elastiche o permanenti di entità prefissate.

Prima di entrare nell'argomento specifico, riteniamo sia conveniente per maggiore precisione e chiarezza di fare un breve riassunto sul significato e sulla denominazione dei principali coefficienti o fattori usati nella terminologia dei carichi e delle strutture e nella quale esiste una buona dose di imprecisione e di incertezza sia nella letteratura tecnica italiana che in quella straniera.

Tensioni di lavoro, carichi di contingenza e fattori di sicurezza.

Il progetto di una struttura si basa sui carichi massimi che essa deve essere capace di sopportare senza danneggiarsi, e consiste nel dimensionare gli elementi della struttura in modo che, sotto i carichi massimi applicati ripetutamente nell'esercizio, non si verificano deformazioni permanenti.

Questo problema richiede la conoscenza:

dei carichi massimi che in servizio sono applicati alla struttura nelle diverse contingenze (*carichi di contingenza*);

delle tensioni massime che il materiale può sopportare sotto tali carichi senza subire danno (*tensioni di lavoro*).

Per risolvere questo problema nell'ingegneria delle costruzioni si adoperano due vie diverse. Una via consiste nel fissare la tensione di lavoro e nel proporzionare le strutture in modo che sotto i carichi massimi imposti le tensioni massime non superino le tensioni di lavoro. L'altra via consiste nel partire dai carichi ai quali gli elementi della struttura in progetto devono cedere e nel dimensionare gli elementi stessi in modo che siano capaci di raggiungere i carichi di rottura, i quali si ottengono dai carichi massimi imposti in esercizio, moltiplicandoli per un numero.

Nel primo caso si divide la tensione che provoca la rottura o, in generale, il cedimento, per un

numero, mentre nel secondo caso si moltiplica il carico massimo a cui la struttura è chiamata a resistere senza danni per un numero detto coefficiente di sicurezza o fattore di sicurezza.

Per i ponti, le costruzioni civili in genere e simili, il fattore di sicurezza è circa da 4 a 5. Nelle costruzioni aeronautiche esso raramente supera il valore di due e frequentemente è usato uno e mezzo.

In realtà non vi è un accordo generale sulle definizioni dei fattori di sicurezza.

Come abbiamo visto, in aeronautica i carichi massimi agenti, detti carichi di contingenza, sono moltiplicati per un fattore per ottenere i carichi di progetto o di robustezza.

In altri campi è pratica comune dividere per un fattore le reali tensioni di rottura, per ottenere le tensioni ammissibili o di lavoro.

Il significato di fattore o coefficiente di sicurezza, tensione di lavoro e margine di sicurezza deve essere quindi inteso caso per caso a seconda del campo in cui si lavora e della consuetudine. Nel campo aeronautico, in tutti i casi, si è d'accordo di riferirsi ai carichi di robustezza ed è quindi chiaro che i risultati di prove di rottura acquistano un valore predominante ed un significato determinante. Esse rispecchiano il comportamento reale della struttura al suo limite estremo di sopportazione e da esso possono dedursi, in accordo con rilievi di deformazione e con altri metodi di analisi, i criteri basati sulle tensioni o sui coefficienti di sicurezza.

Ciò dimostra come le prove pratiche sulle strutture condotte al limite di proporzionalità, o al limite di una prefissata deformazione percentuale massima, o anche a rottura, sono in pratica di grande importanza ed è di grande aiuto il metodo di generalizzare i risultati sui modelli delle strutture.

Se i carichi, e le tensioni corrispondenti nelle strutture, fossero proporzionali, ossia in rapporto costante, come avviene nel caso di un organo semplicemente teso, i due metodi sarebbero equivalenti. Infatti, in tal caso, il coefficiente di riduzione della tensione di rottura per ottenere la tensione di lavoro sarebbe identico al coefficiente di moltiplicazione del carico massimo per ottenere quello di rottura.

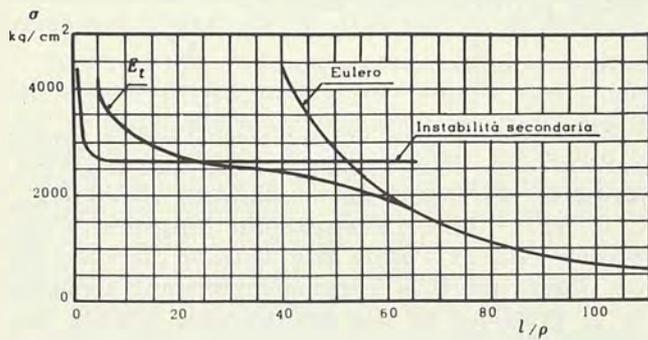
Ma ciò avviene raramente nelle costruzioni. I ponti sospesi, le teleferiche, le seggiovie costituiscono un esempio in cui gli organi principali lavorano a trazione e nei quali quindi i due metodi possono essere, in linea generale, applicati indifferentemente.

Cedimento di montanti per instabilità primaria e secondaria.

Nella maggior parte dei casi le strutture ed i loro elementi sono soggetti a sforzi di compressione, o di tensione, o di flessione, o di taglio e a combinazioni di tali casi di sollecitazioni, per cui il cedimento delle strutture avviene per fenomeni di instabilità nel campo elastico o plastico, pur conservando esse la stabilità della loro forma trasver-

sale. Così, per esempio, nel caso di un montante, se esso è «lungo» cede come un'asta di Eulero; nel campo «più corto» esso cede secondo l'equazione di Eulero modificata con il modulo tangente o meglio con il modulo ridotto. Questo tipo di cedimento è noto come instabilità primaria; esso comporta la flessione dell'asta sulla sua intera lunghezza.

Ma se, come spesso succede nelle costruzioni aeronautiche, si usano delle pareti sottili, il cedimento può avvenire a tensioni inferiori a quelle della instabilità primaria. Questo tipo di cedimento



Franz R. Steinhaker e George Gerard
AIRCRAFT STRUCTURE MECHANICS, Pimen, 1952.

Fig. 1 - Andamento generale della tensione di cedimento dei montanti in funzione del rapporto di snellezza l/ρ nel campo di Eulero e in quello plastico (caso di instabilità primaria) e nel caso di cedimento locale (instabilità secondaria).

è noto come instabilità secondaria o locale della parete sottile, perché è usualmente confinato in una piccola porzione della lunghezza dell'asta (fig. 1).

Carichi di robustezza e margini di sicurezza.

In conclusione, nell'ingegneria aeronautica si usa:

1° proporzionare le strutture in base ai carichi e non in base alle tensioni;

2° stabilito il carico massimo applicato (carico di contingenza), si moltiplica questo per un fattore (detto *fattore di sicurezza*) per ottenere il *carico di progetto o di robustezza*.

La percentuale, di cui il carico di rottura di un determinato elemento o struttura eccede il carico di progetto o di robustezza, viene indicata come *margini di sicurezza*.

Il margine di sicurezza può anche essere definito in base alle tensioni nel modo seguente:

Margine di sicurezza =

$$= \frac{\text{Max tens. a rottura dal materiale} - \text{Max tens. di lavoro}}{\text{Max tens. di lavoro}} =$$

$$= \frac{\text{Max tens. a rottura dal materiale}}{\text{Max tens. di lavoro}} - 1.$$

Se la tensione massima non è proporzionale ai carichi, tale definizione non è applicabile. Si usa

da alcuni lavorare con tensioni fittizie che sono proporzionali ai carichi; in tal caso l'equazione suddetta è valida.

La legge di similitudine strutturale.

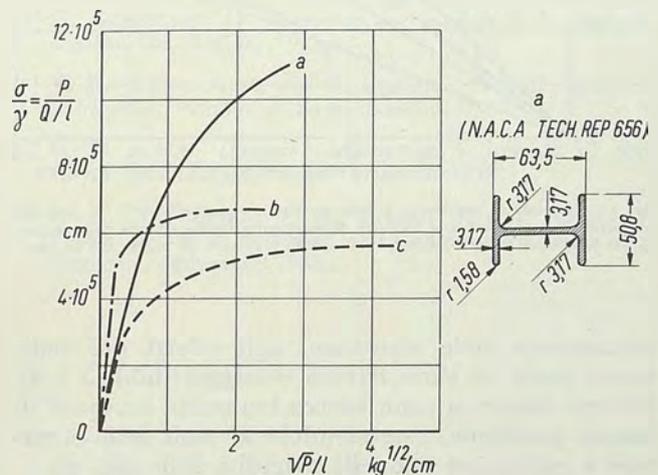
La legge di similitudine strutturale può essere enunciata nella sua forma più generale nel modo seguente.

Si considerino due strutture geometricamente simili (sia λ il rapporto di similitudine lineare), formate con materiali identici nelle parti corrispondenti. Quando esse siano deformate similmente hanno nei punti corrispondenti tensioni identiche e conseguentemente i sistemi di forze applicate (comprese naturalmente le reazioni degli appoggi) saranno applicate similmente e le loro grandezze staranno tra di loro in un rapporto che è il quadrato di quello di similitudine geometrica, ossia λ^2 .

Consegue da ciò che, indicando con P_1 e P_2, \dots, P_n forze corrispondenti e con l_1 e l_2, \dots, l_n lunghezze corrispondenti negli n corpi simili suddetti, si può scrivere che

$$\frac{P_1}{l_1^2} = \frac{P_2}{l_2^2} = \dots = \frac{P_n}{l_n^2} = \text{costante.}$$

Questa legge, in forma ristretta e precisamente limitata al campo di proporzionalità, è stata enunciata per la prima volta, secondo quanto ci risulta, da James Thomson (fratello di Lord Kelvin) nel 1875 in una memoria presentata all'Institute of Engineers and Shipbuilders di Glasgow [bibl. 1].



a) N.A.C.A. tech. rep. 656; b) cilindro in dural a parete sottile; c) Tubo in acciaio $\varnothing = 54$ mm; $s = 1,42$ mm.

Fig. 2 - Tensione specifica di rottura in funzione dell'indice di carico strutturale di alcuni montanti in dural ed acciaio, a sezione costante.

L'indice di carico strutturale.

Nel 1928 Herbert Wagner ne propose l'utilizzazione per le strutture aeronautiche e scelse quale costante per i montanti il rapporto

$$\frac{\sqrt{P}}{l}$$

che egli chiamò il coefficiente del montante [bibl. 2].

H. Wagner mostrò che tale coefficiente si presta bene alla rappresentazione dei risultati sperimentali, quando lo si porti come ascissa in un diagramma avente come ordinata la tensione media di rottura calcolata su una sezione dell'asta.

Egli mise in evidenza il vantaggio di usare tale coefficiente, perché contiene gli elementi di progetto dell'asta, e cioè il carico P di rottura o di robustezza richiesto e una dimensione lineare.

Inoltre, mostrò che la legge di Eulero è rappresentata in detto diagramma da una retta uscente dall'origine.

Allo scopo di avere un immediato giudizio per la scelta della forma della sezione e del materiale più adatti agli effetti del minimo peso, Wagner propose di portare in ordinata, quando si abbia a considerare la scelta tra aste di differenti materiali, il rapporto σ/γ della tensione media sopra definita al peso specifico del materiale di cui l'asta è composta (fig. 2).

Noi abbiamo proposto di chiamare detto diagramma col nome di H. Wagner e abbiamo mostrato i risultati di esperienze condotte su aste adottate nel progetto di velivoli metallici sin dal 1928, mettendo in evidenza con tali prove anche la grande utilità che proviene dal fatto di poter giudicare dall'andamento del diagramma il com-

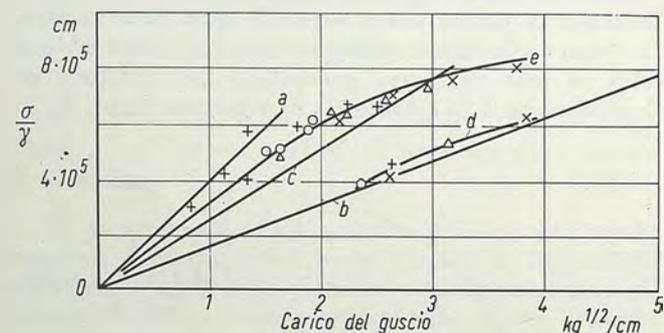


Fig. 3 - Risultati di esperienze a compressione su pannelli curvi. In ordinata è riportato il rapporto tra la tensione di cedimento riferita all'area della sezione ed il peso specifico del materiale. L'ascissa è l'indice di carico del guscio.

portamento delle strutture, agli effetti dei cedimenti locali di varia natura e origine [bibl. 3 e 4]. Diversi Autori si sono successivamente occupati di questo problema, estendendolo al caso delle strutture a guscio, ai pannelli irrigiditi delle ali, ecc.

La denominazione che ci sembra più conveniente per tale rapporto fra tutte quelle proposte è quella di Shanley ⁽¹⁾, che recentemente ha proposto il nome di indice di carico strutturale. Le forme che questo indice può assumere sono le più svariate e sono dirette a inserire nel rapporto quelle dimensioni lineari che sono determinanti per i fenomeni del cedimento della struttura.

⁽¹⁾ Secondo SHANLEY, *Weight-Strength Analysis of Aircraft Structures*, Cox e Smith usano il termine « coefficiente di carico strutturale », suggerito da De Bruyne; Goodier e Thomson propongono il termine « numero di deformazione »; Zakorsky usa il termine « indice strutturale » originariamente proposto da Wagner. Shanley suggerisce quest'ultimo.

Così N. A. de Bruyne ha proposto l'impiego, per i tubi sottili irrigiditi sottoposti a compressione, di un rapporto che egli chiamò coefficiente di carico della struttura a guscio o di indice di carico strutturale del guscio:

$$\frac{\sqrt{\frac{P}{2\pi r}}}{\sqrt{r}} = \frac{\sqrt{P/2\pi}}{r}$$

Da questo indice è facile dedurre quello che si potrebbe derivare ove si trattasse di tubi cilindrici di diametro $d = 2r$ soggetti a flessione. In tal caso l'indice potrebbe essere dato da

$$\frac{M}{d^3} \quad \text{oppure} \quad \frac{M}{r^3}$$

N. A. de Bruyne ha applicato l'indice precedente al caso delle fusoliere e dei tubi irrigiditi, ricavando da esperienze pubblicate nell'A.R.C., R. & M. n° 1830 (*Stressed-Skin Structures Compression Tests on Panels with Tubular Stiffness* by I. J. Gerard and B. G. Dickens) interessanti elementi che si prestano ad una utilizzazione pratica importante (fig. 3).

È evidente infatti che per i tubi sottili cilindrici

$$\frac{P}{2\pi r} = \sigma s = \frac{Mr}{J} s = \frac{Mrs}{2\pi r \cdot sr^2} = \frac{M}{\pi r^2}$$

e quindi l'indice di carico strutturale diventa:

$$\frac{\sqrt{\frac{P}{2\pi r}}}{\sqrt{r}} = \frac{\sqrt{\frac{M}{\pi r^2}}}{\sqrt{r}} = \frac{1}{r} \sqrt{\frac{M}{\pi}} = \sqrt{\frac{M}{\pi}} \cdot \frac{1}{r\sqrt{r}}$$

In *Journal of the Royal Aeronautical Society*, aprile 1953, E. D. Keen ha pubblicato i risultati di esperienze di compressione a rottura, effettuate su pannelli di ali irrigiditi incastrati normalmente ai correnti ed ha posto come indice di carico strutturale

$$\sqrt{\frac{P}{ab}}$$

(ved. fig. 4).

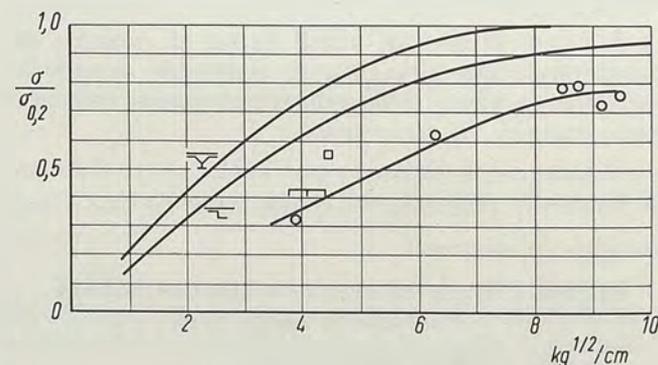


Fig. 4 - Risultati di prove a compressione su pannelli irrigiditi. L'ordinata dà il rapporto tra la tensione che corrisponde al cedimento e quella corrispondente al limite elastico a 0,2%. L'ascissa rappresenta l'indice di carico definito come radice quadrata del rapporto tra il carico di cedimento per centimetro di larghezza del pannello e l'altezza del pannello stesso.

L'indice di carico strutturale è una costante per ogni data struttura, sia elementare che complessa, e per ogni dato carico o sistema di carico della struttura, che esprime la legge di similitudine strutturale applicata al limite di proporzionalità, o a rottura, o a qualunque altro grado di carico.

Esso è il parametro che permette di estendere alle infinite strutture simili i risultati conseguiti su una sola di esse e consente così la più vasta estensione di un risultato singolo su un modello. La sua utilità nella rappresentazione proposta originariamente dal Dr. Wagner è soprattutto quella di permettere il dimensionamento per dati carichi e dimensioni di un elemento o di una struttura, basandosi su dati sperimentali noti su un modello.

Inoltre l'uso di rappresentazione dei risultati nel cosiddetto diagramma di Wagner (nel quale alle ordinate, invece di portare la tensione media di rottura σ riferita ad una sezione prefissata, si porta il rapporto σ/γ tra tale tensione ed il peso specifico del materiale) può dare un panorama generale della utilizzazione del materiale della struttura sotto le date condizioni di carico P e di grandezza l , ossia in corrispondenza dell'indice di carico della struttura ed un paragone immediato agli effetti del peso della struttura.

Si può in tal caso scegliere la forma di sezione più conveniente ed il materiale più adatto tra quelli disponibili agli effetti della considerazione del peso.

BIBLIOGRAFIA

- [1] J. THOMSON, *Comparison of Similar Structures as to Elasticity Strength and Stability*, letta il 22 dicembre 1875 e pubblicata in «Transactions of the Institute of Engineers and Shipbuilders in Scotland».
- [2] H. WAGNER, *Einige Bemerkungen über Knickstäbe und Biegungsträger der Kennwert*, «Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt», Heft 11 (1928), p. 241. Riasunto in italiano da G. Gabrielli, «Notiziario Tecnico Aeronautico», febbraio 1929.
- [3] G. GABRIELLI, *Problemi moderni nella costruzione metallica degli aeroplani*, «L'Aerotecnica», n. 1, 1931.
- [4] G. GABRIELLI, *Il problema delle aste compresse nella costruzione degli aeromobili*, «Il Congresso Nazionale degli Ingegneri Italiani», Roma 8-15 aprile 1931.
- [5] H. B. HOWARD, *The Stresses in Aeroplane Structures*, Pitman, 1933.
- [6] H. WAGNER, *Übersicht über die Festigkeitsprobleme des Schalenbaues*, «Luftwissen», ottobre 1935, p. 274.
- [7] H. WAGNER e H. SIMON, *Über die Krafteinleitung in dünnwandige Zylinderschalen*, «Luftfahrtforschung», vol. 13 (1936), p. 293.
- [8] I. J. GERARD e B. G. DICKINS, *Stressed-Skin Structures Compression Tests on Panels with Tubular Stiffness*, «A.R.C.», R. & M. 1830 (1936).
- [9] N. A. DE BRUYNE, *Structures in Light Materials*, «The Aeroplane», 30 novembre 1939, p. 669.
- [10] E. E. SECHLER e L. G. DUNN, *Airplane Structural Analysis and Design*, J. Wiley, 1942.
- [11] R. J. ROARK, *Formulas for Stress and Strain*, McGraw-Hill, 1943, New York.
- [12] R. S. SHANLEY, *Basic Structures*, John Wiley & Sons, New York, 1945.
- [13] G. MURPHY, *Advanced Mechanics of Materials*, McGraw-Hill, 1946.
- [14] D. F. PERRY, *Aircraft Structures*, McGraw-Hill, 1950.
- [15] B. FINZI, *Meccanica Razionale*, Zanichelli, Bologna, 1950.
- [16] N. A. DE BRUYNE, *Materials for Aircraft Structures*, «Aircraft Engineering», maggio 1950, p. 146.
- [17] R. S. SHANLEY, *Weight-Strength Analysis of Aircraft Structures*, McGraw-Hill, 1952.
- [18] MINISTRY OF SUPPLY, *A.P. 970: Design Requirements for Aeroplanes for the Royal Air Force and Royal Navy*, London, Her Majesty's Stationery Office, 1952.
- [19] G. GABRIELLI, *Le esperienze sui modelli e le leggi di similitudine*, Torino, 1952.
- [20] F. R. STEINBACHER and G. GERARD, *Aircraft Structure Mechanics*, Pitman & Sons, London, 1952.
- [21] E. D. KEEN, *Integral Construction*, «Journal of the Royal Aeronautical Society», aprile 1953.
- [22] G. N. MANGURIAN, *Is the Present Aircraft Structural Factor of Safety Realistic?*, «Aeronautical Engineering Review», settembre 1954.

Sulle polari « effettive » dei velivoli.

I moderni velivoli, specie quelli a getto, presentano grandi scarti tra le velocità minima e massima e raggiungono elevatissime quote di tangenza. Ciò dà luogo a notevoli differenze tra i numeri di Reynolds e di Mach corrispondenti alle estreme condizioni di volo e quindi tra i valori dei coefficienti aerodinamici, specie quelli di portanza e di resistenza, a parità di assetto. Per tener conto di questo fatto in modo comodo e spedito nei calcoli delle prestazioni è definita nella presente nota la polare « effettiva » di un velivolo in funzione di un parametro adimensionale, denominato « coefficiente della polare » (che contiene il carico alare, la pressione atmosferica alla quota di volo ed il coefficiente di carico). È dato inoltre un metodo grafico per tracciare speditamente, per ogni dato valore del « coefficiente », la corrispondente polare « effettiva » quando si conoscano le polari « di forma » per vari numeri di Mach. Infine con un esempio è posta in evidenza l'influenza del « coefficiente della polare » e cioè, in definitiva, della compressibilità dell'aria, sull'andamento di tre funzioni dei coefficienti di portanza e di resistenza il cui valore massimo è connesso con alcune prestazioni importanti dei velivoli come l'autonomia di distanza e di durata, la velocità ascensionale, la pendenza di volo librato, ecc.

La polare di un velivolo esprime nel diagramma cartesiano, in funzione dell'assetto α , i coefficienti adimensionali c_L e c_D delle componenti di portanza e rispettivamente di resistenza dell'azione aerodinamica.

Oltre all'assetto α altri fattori fisici influenzano detti coefficienti e quindi la polare. Essi sono, com'è noto, la viscosità, la compressibilità e la turbolenza dell'aria, la finitura delle superfici del velivolo (rugosità ed ondulazioni), ecc.

L'analisi dimensionale permette di esprimere l'influenza di questi fattori in funzione di alcuni monomi adimensionali quali, ad esempio, i numeri di Reynolds e di Mach rispettivamente per la viscosità e la compressibilità dell'aria.

L'equazione della polare può essere espressa quindi nella formula seguente:

$$\varphi(\alpha, c_L, c_D, \mathcal{R}, M, \dots) = 0$$

ove

$$\alpha \quad \text{incidenza del velivolo} \quad [0]$$

$$c_L = \frac{\text{Portanza}}{\frac{1}{2} \rho_0 \delta S V^2} \quad [0]$$

$$c_D = \frac{\text{Resistenza}}{\frac{1}{2} \rho_0 \delta S V^2} \quad [0]$$

$$k \quad \text{rapporto tra i calori specifici dell'aria} \quad [0]$$

$$\mathcal{R} = \frac{\rho V l}{\mu} \quad \text{numero di Reynolds} \quad [0]$$

$$M = \frac{V}{a} \quad \text{numero di Mach} \quad [0]$$

$$\rho \quad \text{densità dell'aria tipo} \quad [\text{kg s}^2/\text{m}^4]$$

$$p \quad \text{pressione dell'aria tipo} \quad [\text{kg}/\text{m}^2]$$

$$S \quad \text{superficie alare} \quad [\text{m}^2]$$

$$Q \quad \text{peso del velivolo} \quad [\text{kg}]$$

$$\sigma_a = \frac{Q}{S} \quad \text{carico alare} \quad [\text{kg}/\text{m}^2]$$

$$V \quad \text{velocità del velivolo} \quad [\text{m}/\text{s}]$$

$$\mu \quad \text{viscosità dell'aria} \quad [\text{kg s}/\text{m}]$$

$$l \quad \text{dimensione del velivolo} \quad [\text{m}]$$

$$a = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} \quad \text{velocità del suono nell'aria} \quad [\text{m}/\text{s}]$$

Per questa ragione si possono pensare attribuite ad ogni velivolo infinite polari, in funzione dei numeri di Reynolds R e di Mach M , ecc. che si chiamano di « forma » in quanto fanno riferimento alla sola forma del velivolo indipendentemente dal suo peso e dal suo baricentro nonché della sua quota di volo, della sua velocità, del fattore di carico, ecc.

Se si pone in rapporto il peso del velivolo con la velocità orizzontale uniforme e la quota di volo (che condizionano il suo assetto e la regolazione delle sue superfici di coda perché sia assicurato l'equilibrio) si ha una relazione tra il velivolo completo, definito nella sua forma, nel suo peso e nel suo centramento, e le polari di « forma », e si ottengono le cosiddette polari *effettive* del velivolo in funzione della quota di volo e del suo peso.

Per i velivoli aventi una velocità massima, una quota di tangenza ed uno scarto tra le velocità minima e massima relativamente piccole, i coefficienti c_L e c_D si possono considerare, nel campo di impiego, indipendenti dagli effetti di scala sia per la viscosità che per la compressibilità.

A detti velivoli può essere attribuita quindi un'unica polare che è ad un tempo di « forma » ed « effettiva » e che copre il campo di numeri di Reynolds corrispondenti alle quote e velocità nel quale il velivolo opera e che per ipotesi sono compresi in regime nettamente subsonico ($M < \sim 0,6$).

Ma i moderni velivoli a getto hanno quote massime di volo e scarti nella velocità tali che gli effetti di scala non possono essere trascurati: i coefficienti aerodinamici presentano variazioni notevolissime, a parità di assetto, a seconda della quota e della velocità soprattutto per effetto della compressibilità dell'aria. Infatti in pratica l'influenza di R può essere trascurata per il campo che interessa le prestazioni di detti velivoli in salita ed in volo orizzontale di crociera e di velocità massima, mentre essa è sentita alle basse velocità prossime a quella di stallo, nelle quali, d'altra parte, il velivolo è generalmente posto in configurazione di avvicinamento o di atterramento (ipersostentatori e carrelli abbassati, freni aerodinamici ed alette aperti, ecc.).

Si può considerare quindi la polare nel campo suddetto indipendente da R , ma solo funzione di M .

Dall'equazione di equilibrio alla traslazione verticale in volo orizzontale uniforme (od in manovre stabilizzate con fattore di carico f_c) si ha:

$$V = \sqrt{f_c \sigma_a \frac{2}{\rho} \frac{I}{c_L}} \quad (1)$$

che fornisce una relazione tra V e c_L per dati peso, quota e fattore di carico.

Ricordando che la velocità del suono nell'aria è

$$a = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} \quad (2)$$

dalle (1) e (2) si ha:

$$M = \frac{V}{a} = \frac{\sqrt{f_c \sigma_a \frac{2}{\rho} \frac{I}{c_L}}}{\sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}}} = \sqrt{f_c \frac{\sigma_a}{p} \frac{2}{\gamma} \frac{I}{c_L}}$$

da cui

$$c_L = f_c \frac{\sigma_a}{p} \cdot \frac{2}{\gamma} \cdot \frac{I}{M^2} \quad (3)$$

Cioè ad ogni valore di c_L corrisponde per un dato velivolo di peso Q in volo orizzontale uniforme od in manovra stabilizzata con fattore di carico f_c , alla data quota (p), un valore di M .

Note le polari di « forma » di un velivolo per vari M , si può quindi ricavare per punti mediante la (3) la polare « effettiva » corrispondente al carico alare σ_a , alla quota data (p) ed al coefficiente di carico f_c , ossia corrispondente ad un dato valore del coefficiente adimensionale $f_c \frac{\sigma_a}{p}$ che denominiamo coefficiente della polare « effettiva » ed indichiamo con C_P :

$$C_P = f_c \frac{\sigma_a}{p} \quad (4)$$

Ricordando che $\gamma = 1,4$ la (3) diventa:

$$c_L = 1,43 \frac{C_P}{M^2} \quad (5)$$

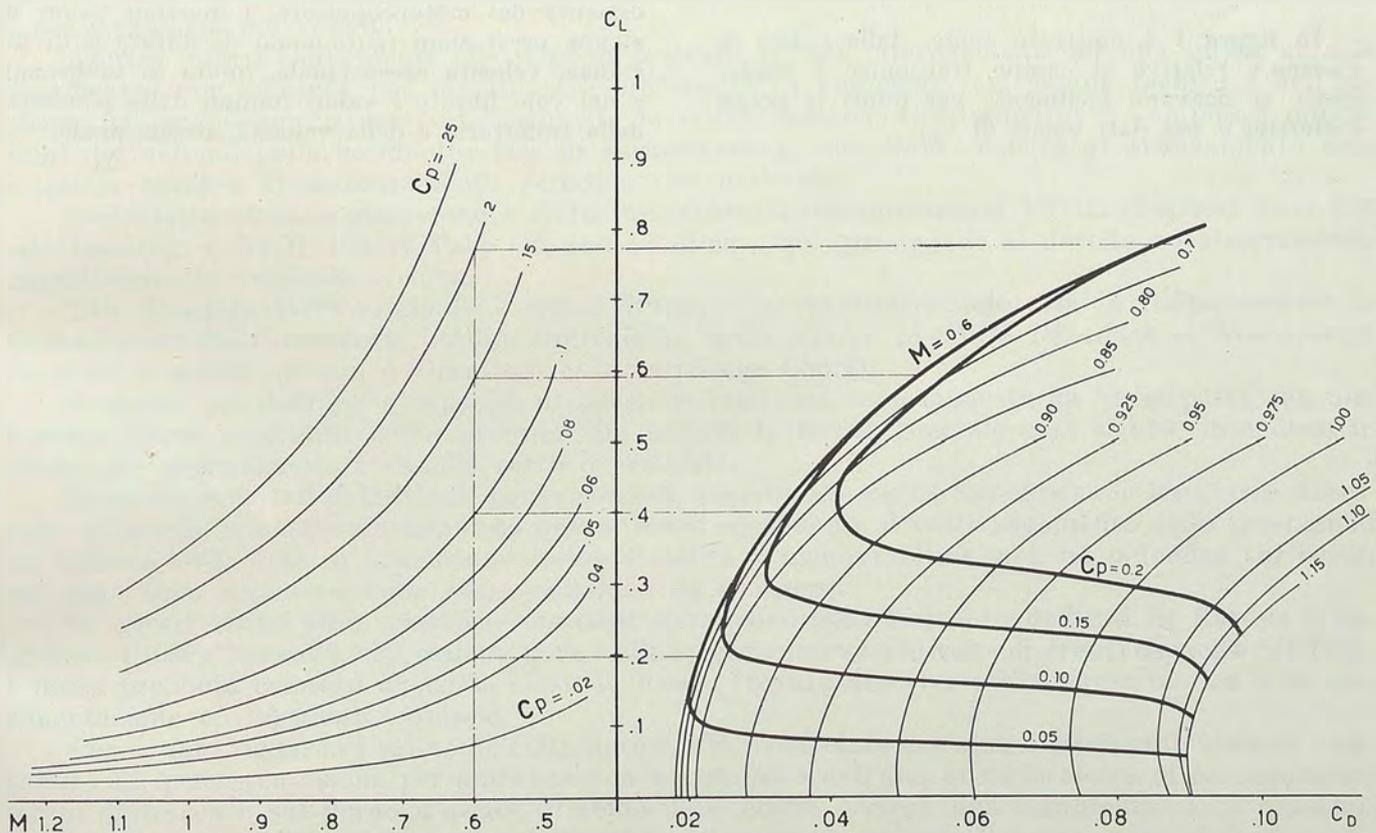


Fig. 1.

Il diagramma a sinistra della figura 1 rappresenta la (5) per alcuni valori di C_P compresi tra 0,02 a 0,25 che si possono considerare i valori estremi corrispondenti ai velivoli delle più svariate forme, dimensioni, peso e prestazioni.

D'altro lato, 0,6 si può considerare il valore massimo dei numeri di Mach per i quali non si hanno effetti apprezzabili della compressibilità dell'aria; si può cioè assumere come limite superiore del regime subsonico dei velivoli.

In conseguenza, per i valori di c_L maggiori di quelli che risultano dalla (4) ove si ponga $M = 0,6$ ossia per:

$$c_L \geq \frac{1,43}{(0,6)^2} C_P = 3,97 C_P \quad (6)$$

vale la polare di forma subsonica anche come polare « effettiva » per ogni dato C_P .

Così per esempio la (6) dà:

| Per $C_P =$ | $c_L \geq$ |
|-------------|------------|
| 0,02 | 0,079 |
| 0,04 | 0,158 |
| 0,06 | 0,237 |
| 0,08 | 0,316 |
| 0,10 | 0,395 |
| 0,15 | 0,595 |
| 0,20 | 0,790 |
| 0,25 | 0,992 |

In figura 1 è mostrato come, dalle polari di « forma » relative al campo transonico e supersonico si ricavano facilmente per punti le polari « effettive » per dati valori di C_P .

Come esempio, nella figura 2 sono riportate per la polare subsonica ($M = 0,6$) e per quella effettiva per $C_P = 0,10$, in funzione di c_L , le espressioni:

$$\frac{E}{\sqrt{c_L}}, \quad E, \quad E\sqrt{c_L}$$

ove si è posto

$$E = \frac{c_L}{c_D} \text{ (efficienza) .}$$

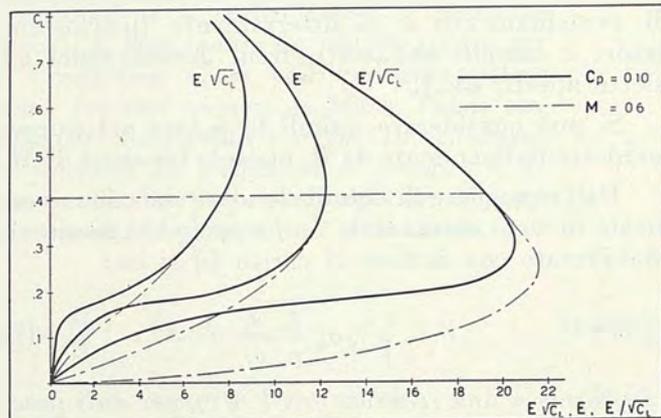


Fig. 2.

Com'è noto, i valori massimi di dette funzioni individuano assetti significativi del velivolo ai quali corrispondono, per dati valori costanti del consumo specifico, della quota di volo, e del rendimento del motopropulsore, i massimi valori di alcune prestazioni (autonomia di durata e di distanza, velocità ascensionale, quota di tangenza), e nel volo librato i valori minimi della pendenza della traiettoria e della velocità discensionale.

Considerazioni sui velivoli a decollo ed atterramento verticale e corto.

RIASSUNTO. — *Oltre ad una classificazione dei velivoli con capacità STOL e VTOL, vengono proposte, ai fini di una auspicabile normazione internazionale, alcune definizioni dei sistemi impiegati in questo campo.*

Da alcuni anni la letteratura tecnica si occupa ampiamente del problema del decollo e dell'atterramento verticale e corto dei velivoli.

Infatti, accanto alle realizzazioni delle rotodine, ossia delle aerodine ad ali rotanti quali gli elicotteri, l'interesse dei tecnici si è rivolto verso i velivoli convenzionali, nell'intento di riuscire ad assegnare a questi ultimi la capacità di decollare ed atterrare in piccoli spazi.

La richiesta di questa capacità, posta dall'aviazione civile come dall'aeronautica militare, pur originata da esigenze operative differenti, conduce ad un unico indirizzo tecnico.

Nel campo del trasporto commerciale, ci si accontenta in generale di una riduzione delle aree necessarie al decollo ed all'atterramento e della possibilità di utilizzare terreni semipreparati in luogo delle piste. Per i militari l'interesse maggiore risiede invece nella possibilità di atterramento e di decollo verticale su terreni naturali.

Scopo della presente memoria è quello di giungere ad una definizione dei diversi termini usati, ai fini di una corretta distinzione delle diverse capacità di decollo ed atterramento verticale, corto e convenzionale dei velivoli.

Appare infatti conveniente che si possa arrivare in sede internazionale ad una intesa su tale argomento, non soltanto per precisione e uniformità di linguaggio nel campo tecnico e dell'impiego, ma anche per basare realisticamente le norme relative alle numerose e complesse prestazioni dei velivoli nella cosiddetta fase di « transizione », cioè dalla velocità di avanzamento zero a quella minima di sostentamento aerodinamico delle ali.

Nella letteratura anglosassone è stata introdotta la denominazione VTOL (Vertical Take Off and Landing) e STOL (Short Take Off and Landing), che corrisponde al decollo ed atterramento rispettivamente verticale e corto.

Tale denominazione originale è ormai diffusa e correntemente adottata in Italia, mentre in Francia sono stati introdotti termini equivalenti, come ADAV (Avion à Décollage et Atterrissage Vertical) e ADAC (Avion à Décollage et Atterrissage Court).

Proposte per definire le capacità di questi velivoli non sono mancate da varie parti, ma non è stato finora raggiunto alcun accordo che accerti in forma generale cosa debba intendersi in effetti per atterramento e decollo corto e verticale.

Naturalmente tali definizioni, convenzionali, sono basate esclusivamente sulle lunghezze necessarie al decollo per superare una data quota, senza considerare il vasto argomento delle prestazioni dei velivoli nella fase di transizione (come stabilità e manovrabilità, nonché influenza sul costo, sul peso, sulla sicurezza, sulla stessa missione da svolgere).

In questi ultimi anni, grandi e numerosi sforzi sono stati frattanto dedicati in Europa e negli Stati Uniti allo studio, alla realizzazione e alla sperimentazione di velivoli aventi capacità S/VTOL, e molti problemi connessi a questa capacità hanno trovato attraverso l'indagine teorica e la sperimentazione un adeguato sviluppo.

Per quanto riguarda i velivoli STOL, notiamo in particolare che alcuni utilizzano sistemi « naturali » di ipersostentazione per aumentare la « portanza » dell'ala, quali le alette di curvatura sul bordo d'attacco e sul bordo d'uscita, il soffio delle eliche, ovvero una combinazione di quest'ultimo sistema con il « basculamento » delle eliche o dei getti, mentre altri impiegano sistemi « artificiali », come il soffiamento dello strato limite, i jet-flaps, i motori di getto-sostentazione (jet-lift).

Nel caso di ipersostentazione « naturale », non è richiesto un sistema di governo del velivolo con getti di manovra, perchè il volo avviene sotto il controllo degli alettoni e degli impennaggi. Quando, invece, si ricorre ad una sostentazione « artificiale », è necessario nella maggior parte dei casi l'uso di sistemi a getto per il controllo ed il governo nella fase di transizione.

Occorre ricordare che i velivoli ad ipersostentazione naturale vennero presentati per la prima volta nel 1929, al Concorso Guggenheim, per la sicurezza dei velivoli da turismo.

Nella tabella I sono riportate le lunghezze di decollo e di atterramento sulla base di un ostacolo di m 15 e le lunghezze di rullaggio per alcuni velivoli STOL, tra cui, oltre al famoso Fieseler « Stork », il Dornier 29 con « asse » delle eliche inclinate ed il Breguet 941 ad ala soffiata mediante le eliche.

TABELLA I

Lunghezze di atterramento e decollo di velivoli STOL

| | Decollo | | Atterramento | |
|---|------------------|-----------|------------------|-----------|
| | ostacolo di m 15 | rullaggio | ostacolo di m 15 | rullaggio |
| Velivolo da turismo vincitore nel Concorso Guggenheim (1928). | 152 | 88,5 | 113 | 28 |
| Fieseler « Stork » (1938). | 140 | — | 140 | — |
| Do 29 (1960) | 200 | — | 145 | — |
| Breguet 941 (1961). | 215 | — | 170 | — |

I velivoli VTOL costruiti finora e quelli attualmente in progetto possono essere divisi in due gruppi: uno basato sull'adozione di un sistema unico per la sostentazione in transizione e per la propulsione, l'altro basato sull'impiego di due sistemi distinti, di cui uno destinato alla sostentazione e l'altro alla propulsione.

Occorre anzitutto chiarire, a questo proposito, che il sistema motopropulsore e sostentatore, che chiameremo semplicemente « sistema », comprende due parti: una, detta sistema di potenza, destinata a fornire la

potenza, l'altra, detta sistema operatore, destinata a utilizzare tale potenza per creare la forza propulsiva o sostentatrice.

In generale, i sistemi di potenza possono essere :

- motori volumetrici
- turboeliche
- turbogetti,

mentre i sistemi operatori si possono distinguere in :

- eliche : intubate o no, basculanti o no
- ugelli fissi od orientabili e deviatori di getti
- ventole azionate direttamente a gas o meccanicamente
- eiettori.

Ci sono dei casi in cui il sistema di potenza comprende in sè anche il sistema operatore, come i motori a getto di sostentazione (jet-lift), oppure come i turbogetti di propulsione. In essi, infatti, il sistema di potenza è il motore a turbina vero e proprio, mentre l'ugello che dirige e regola il getto è il sistema operatore. In un motoelica e in un turboelica si hanno sistemi ben distinti : il motore, che fornisce la potenza sull'albero-elica, e l'elica stessa, che utilizza questa potenza per la creazione della forza propulsiva.

Un elenco delle realizzazioni che finora hanno effettuato prove di volo effettive è riportato nella tabella II.

In essa, oltre alle date del primo volo in hovering e della prima prova di transizione, sono riportate le principali caratteristiche dei velivoli. Come si vede, sono inclusi anche i due cosiddetti « banchi volanti » che, storicamente, costituiscono i primi tentativi di sperimentazione per quanto riguarda soprattutto i metodi di controllo e di manovra mediante getti di un corpo gettosostentato.

Si osservi che è invalso l'uso di parlare di velivoli VTOL e STOL, mentre ci sembra preferibile parlare di capacità VTOL e STOL, ed in conseguenza definire come aventi capacità conven-

TABELLA II

Cronologia di aeromobili sperimentali VTOL

| Denominazione | Casa costruttrice | Peso massimo totale (kg) | Motori per VTOL | Spinta max verticale (kg) | Data del 1° hovering | Data della 1ª transizione |
|---------------------|--------------------|--------------------------|---------------------------------|---------------------------|----------------------|---------------------------|
| XV-1 | Mc Donnell | 2440 | 1 Continental R. 975-19 | 2770 | 11- 2-1954 | 29- 4-1955 |
| Letto volante | Rolls-Royce | 3440 | 2 Rolls-Royce Nene | 2 + 1830 = 3660 | 3- 8-1954 | — |
| X-13 | Ryan | — | 1 Rolls-Royce | 4500 | 28- 5-1956 | 11- 4-1957 |
| Atar Volant | Snecma | — | 1 Snecma Atar | — | 30- 8-1956 | — |
| X-14 | Bell | 1350 | 1 Armstrong-Siddeley Viper | 1590 | 19- 2-1957 | 24- 5-1958 |
| Doak 16 | Doak | 1452 | 1 Lycoming YT-53-825 hp | — | 00- 8-1958 | — |
| S.C. 1 | Short | 3540 | 4 Rolls-Royce RB 108 | 3640 | 25-10-1958 | 6- 4-1960 |
| Coléoptère C-450-01 | Snecma | 3000 | 1 Snecma Atar 101E-5V | 3700 | 6- 5-1959 | 25- 7-1959 |
| P 1127 | Hawker | — | 1 Bristol-Siddeley 53 (Pegasus) | 8360 | 21-10-1960 | 12- 9-1961 |
| Balzac | Dassault | 6486 | 8 Rolls-Royce RB 108 | 8 × 980 = 7840 | 12-10-1962 | 29- 3-1963 |
| Humming Bird XV-4A | Lockheed | 3265 | 2 Pratt & Whitney YT 12A-3 | 2 × 1360 × 1,4 (*) = 3808 | 11- 2-1963 | 24- 5-1963 |
| VJ 101 X1 | Ewr Sud | — | 6 Rolls-Royce RB 145 S | 6 × 1447 = 8682 | 9- 4-1963 | 20- 9-1963 |
| XV 5A | Ryan | 4170 | 2 General Electric J 85 | 6000 | 16- 7-1964 | 5-11-1964 |
| XC-142 A | Vought-Hiller-Ryan | 17000 | 4 General Electric T 64-6 | 4 × 4850 = 19400 | 29-12-1964 | 11- 1-1965 |

(*) Coefficiente che tiene conto dell'effetto di eiettore.

zionali (CTOL = Conventional Take Off and Landing) quei velivoli che non soddisfano i requisiti richiesti negli altri due casi.

Ad ogni modo, tenuto presente che si tratta sempre di velivoli, cioè di quelle particolari aerodine nelle quali la sustentazione nel volo normale viene affidata esclusivamente all'ala, noi proponiamo di adottare le seguenti definizioni, basate principalmente sulle considerazioni relative ai sistemi di potenza ed ai sistemi operatori necessari per generare la portata nella fase di transizione.

I velivoli che in decollo ed in atterramento, per superare l'ostacolo di 50 piedi, richiedono una lunghezza maggiore di 1000 piedi, possono essere detti *velivoli convenzionali* (CTOL).

I velivoli che, richiedendo un certo rullaggio non nullo, sono capaci di superare un ostacolo di 50 piedi ed una distanza dal punto di partenza non superiore a 1000 piedi, possono essere classificati come STOL.

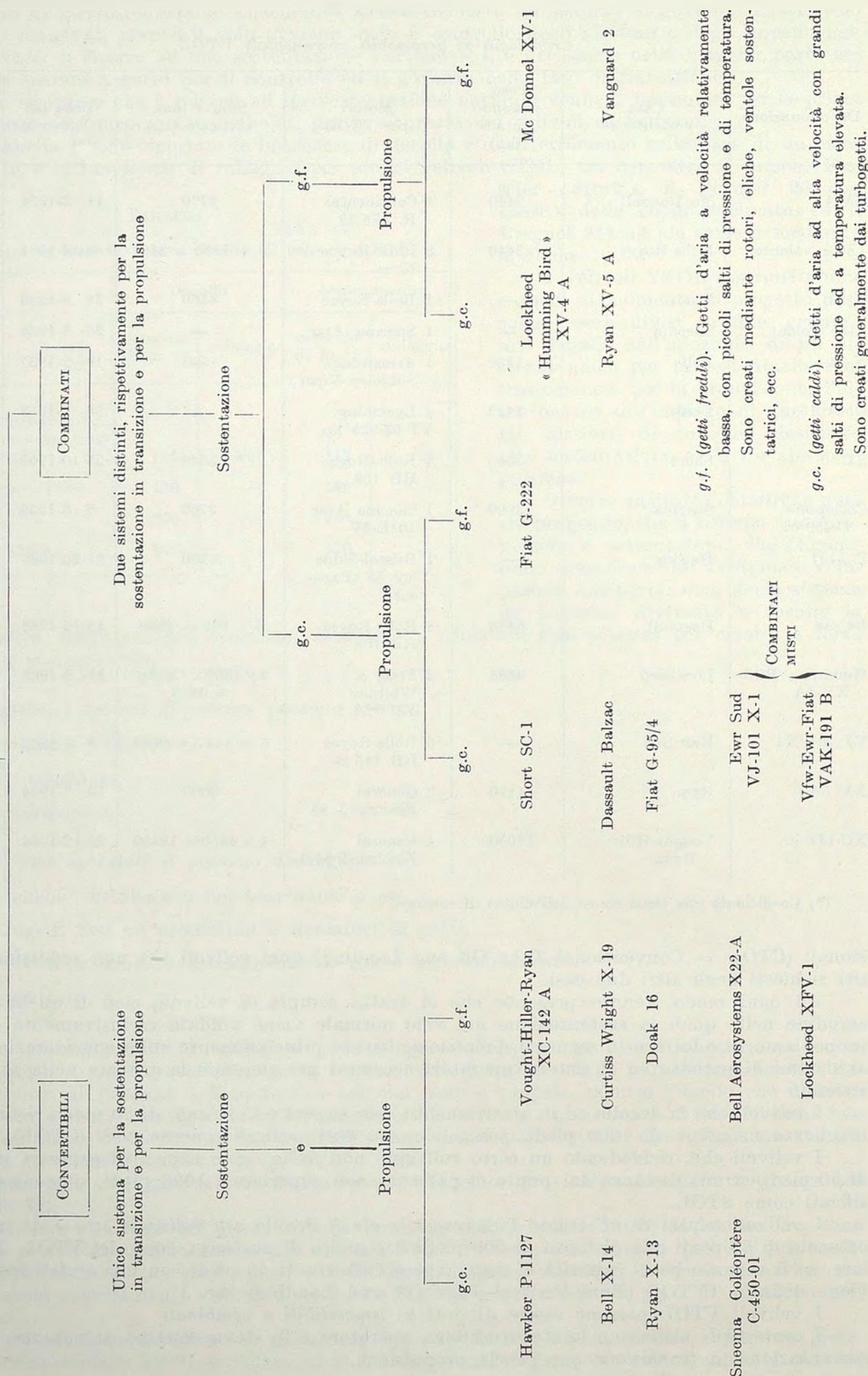
I velivoli capaci di effettuare l'atterramento e/o il decollo con rullaggio zero e di superare un ostacolo di 50 piedi alla distanza di 500 piedi dal punto di partenza, sono dei VTOL. In particolare, se il velivolo ha la capacità di raggiungere l'altezza di 50 piedi con una traiettoria verticale, viene definito TVTOL (True Vertical Take Off and Landing) (fig. 1).

I velivoli VTOL possono essere distinti in *convertibili* e *combinati*.

I *convertibili* utilizzano lo stesso sistema operatore e lo stesso sistema di potenza, sia per la sustentazione in transizione che per la propulsione.

TABELLA III

Velivoli con capacità VTOL



g.f. (getti freddi). Getti d'aria a velocità relativamente bassa, con piccoli salti di pressione e di temperatura. Sono creati mediante rotor, eliche, ventole sostenatrici, ecc.

g.c. (getti caldi). Getti d'aria ad alta velocità con grandi salti di pressione ed a temperatura elevata. Sono creati generalmente dai turboggetti.

Nei *combinati*, la forza sustentatrice in transizione e la forza propulsiva sono affidate rispettivamente a due sistemi operatori distinti, che possono essere dello stesso tipo o di tipo differente, mentre il sistema di potenza può essere comune oppure diverso per ciascuno dei due sistemi operatori (dello stesso tipo o di tipo differente).

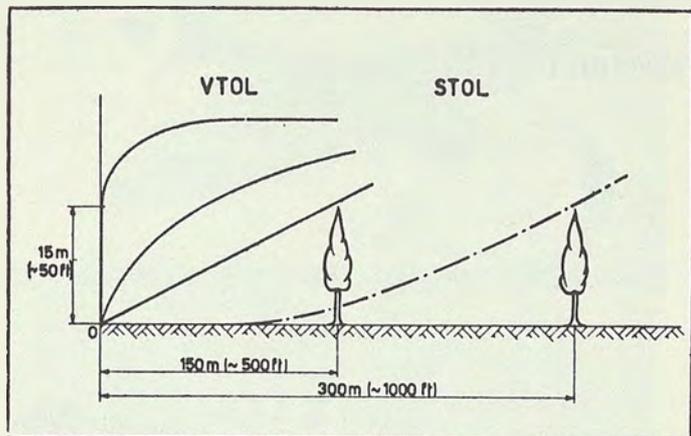


Fig. 1

Si osservi che un velivolo con capacità VTOL può, in certe condizioni di carico, perdere detta capacità ed assumere quella STOL; così pure può darsi il caso che velivoli con funzione STOL, in particolari condizioni di carico, possano assolvere una funzione VTOL. Come ci sono esempi di velivoli STOL che possono, per sovraccarico, ridursi alla condizione CTOL.

Questa osservazione conferma il fatto che le capacità VTOL e STOL debbono intendersi quali proprietà di un velivolo, ma questo può anche essere concepito indipendentemente da dette proprietà.

Noi riteniamo, infatti, che con l'evolversi ed il progredire della tecnica, soprattutto nel campo motoristico ed in generale nei generatori di potenza, sarà possibile in certi casi realizzare apparati e predisposizioni tali da costituire nel progetto e nella pratica realizzazione, organi supplementari che possono essere inseriti nelle macchine di tipo convenzionale per dare ad esse la voluta capacità STOL e VTOL.

Una realizzazione basata su questo concetto può dare luogo ad una interessante conseguenza, in quanto verrebbe ad aggiungere alle possibilità delle macchine convenzionali caratteristiche di impiego e di adattabilità alle più svariate condizioni di esercizio, con evidenti vantaggi economici.

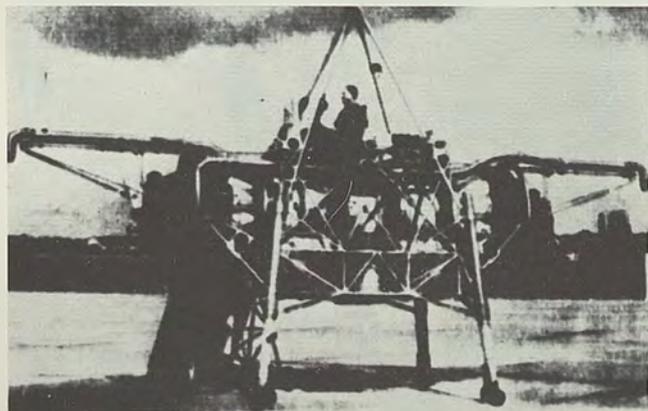
Il sistema operatore può essere, ad esempio, rispettivamente per la sustentazione e la propulsione: ugelli-ugelli, eliche-ugelli, rotorieliche, ventole alari-ugelli, eiettori-ugelli, ecc.

Esistono esempi di combinati, che possiamo denominare *combinati-misti*, i quali utilizzano due o più sistemi distinti per la sustentazione in transizione; ad uno dei suddetti sistemi è affidata anche la propulsione.

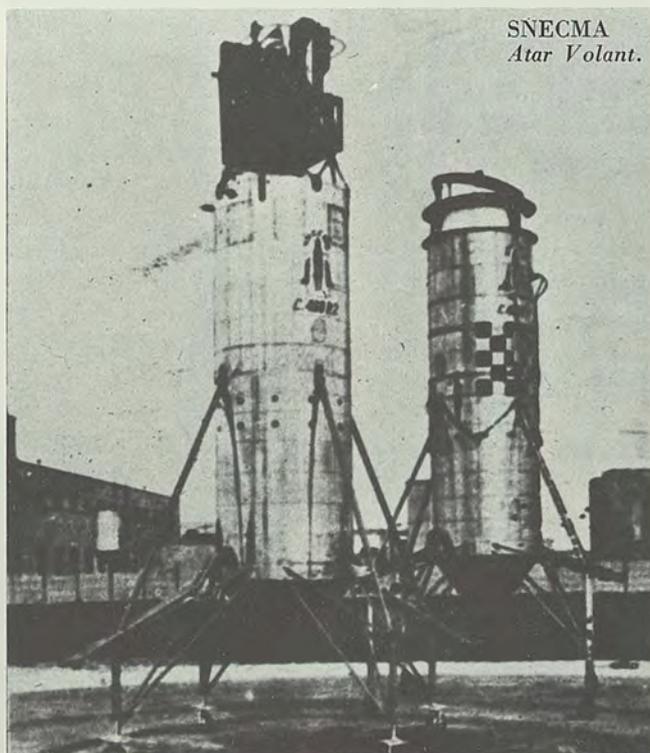
La tabella III rappresenta lo schema della classificazione sopraddetta con alcuni esempi che corrispondono alle singole voci.

Si osservi che un velivolo con capacità VTOL può, in certe condizioni di carico, perdere detta capacità ed assumere quella STOL;

BANCHI VOLANTI



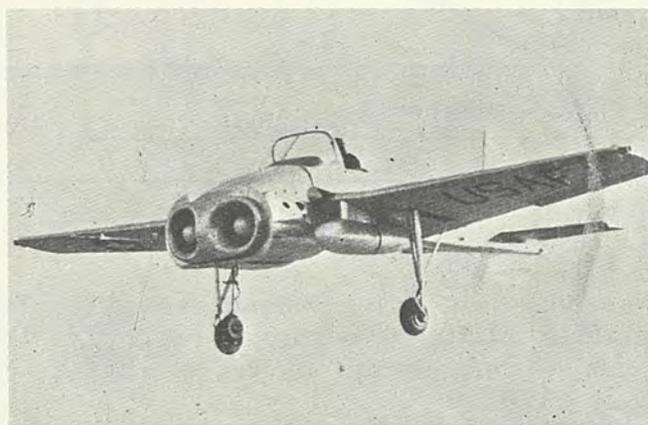
ROLLS-ROYCE - Letto volante.



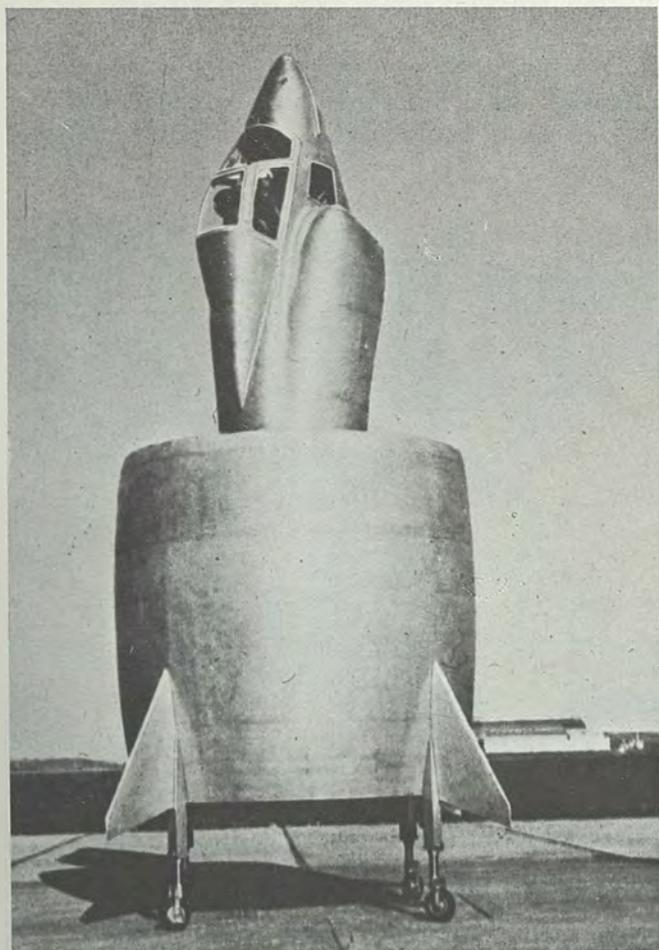
VTOL CONVERTIBILI



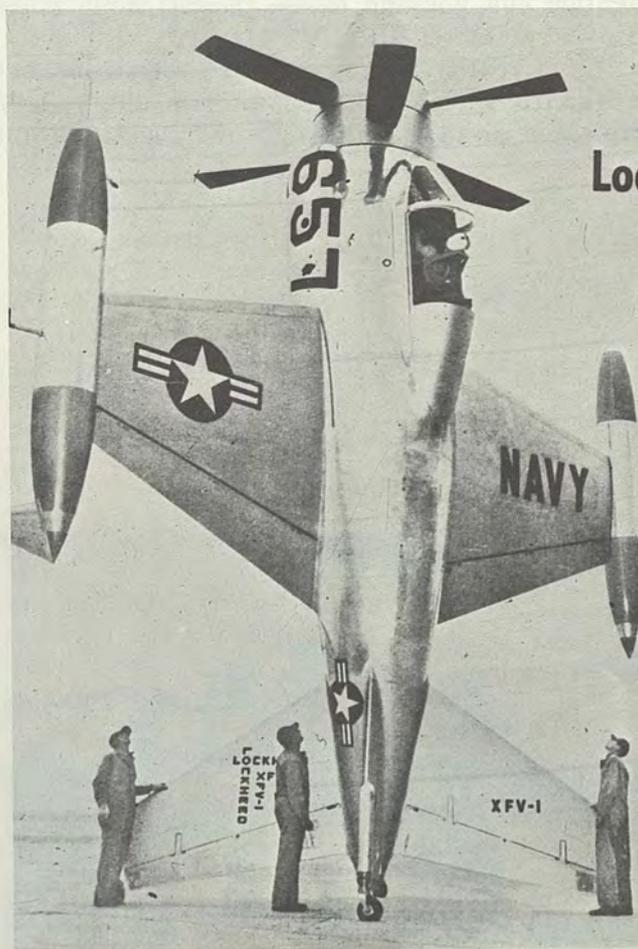
HAWKER - P 1127.



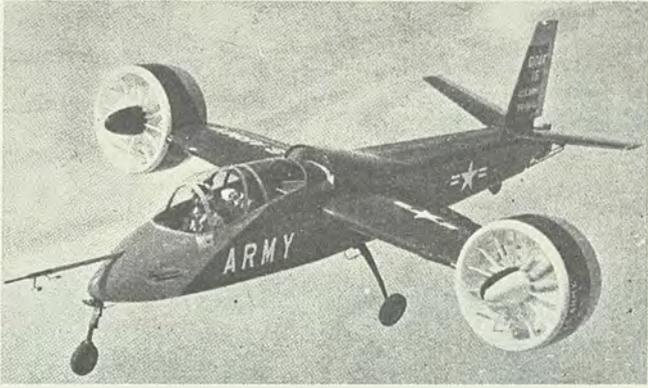
BELL - X-14



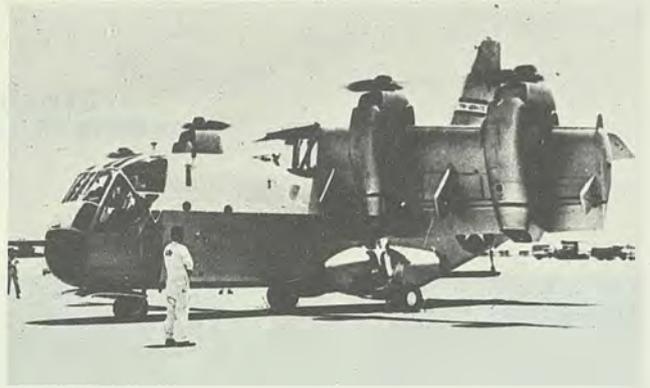
SNECMA - Coléoptère C-450-01.



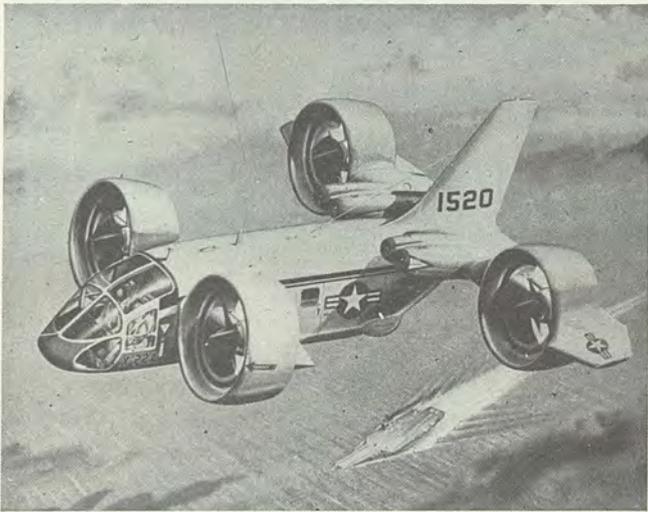
LOCKEED - XFV 1.



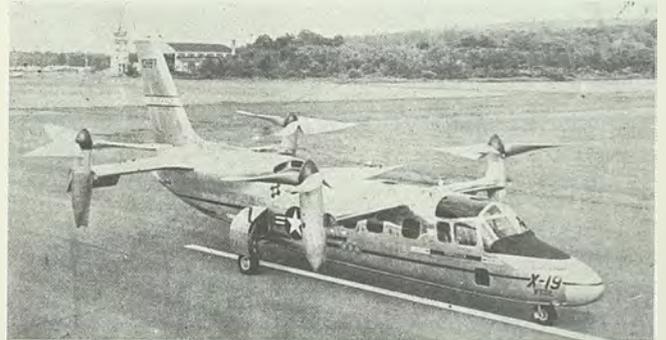
DOAK 16.



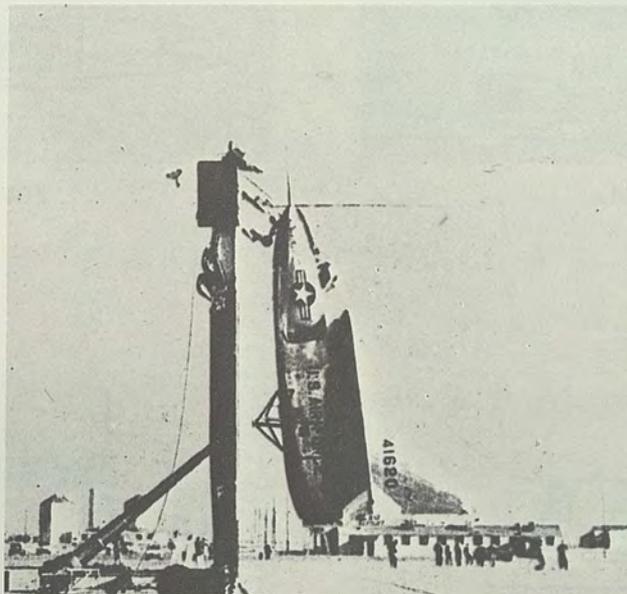
VOUGHT-HILLER-RYAN - XC 142 A.



BELL AEROSYSTEM X-22A.

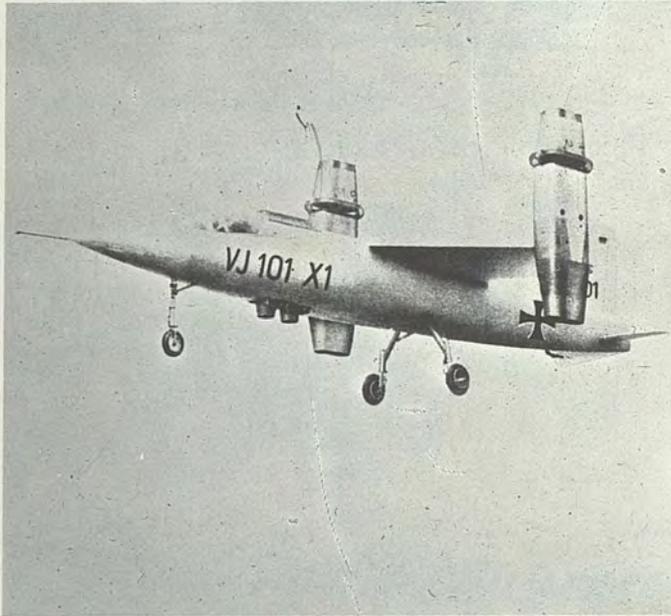


CURTISS WRIGHT - X-19.

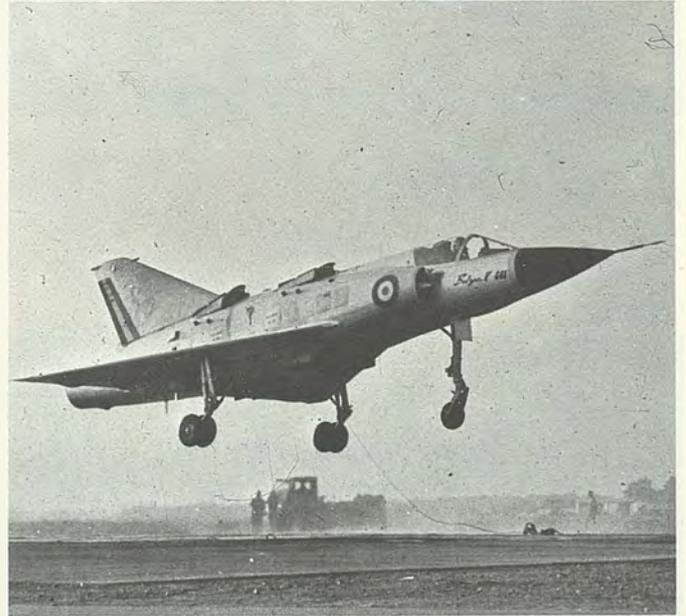


RYAN - X-13.

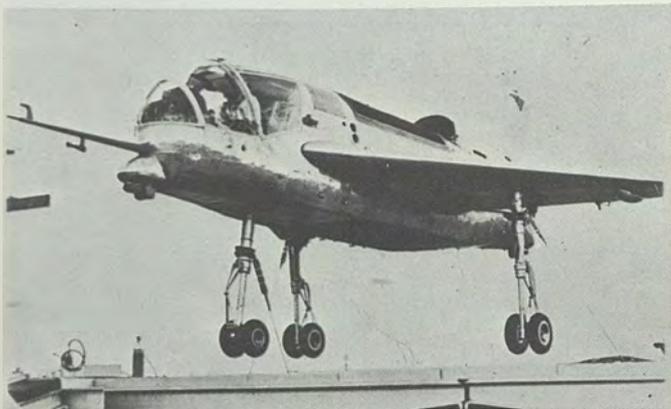
VTOL COMBINATI
CON SOSTENTAZIONE A GETTO CALDO



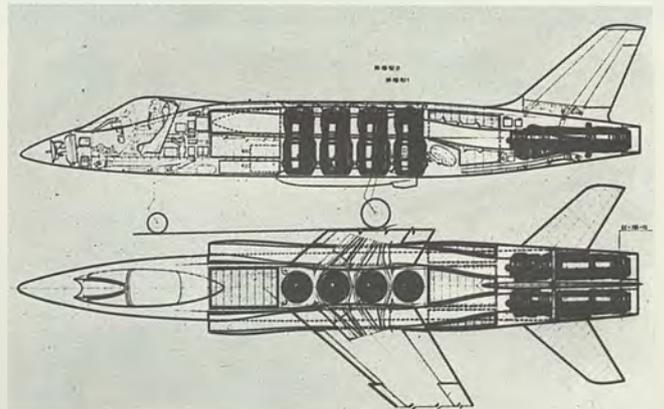
EWR Sud - VJ 101 X 1.



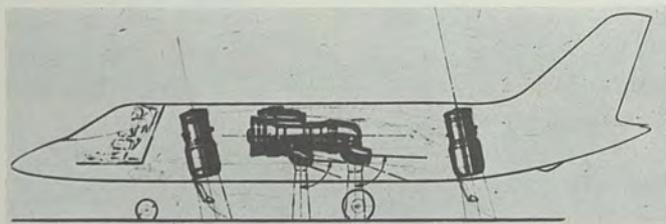
DASSAULT - Balzac.



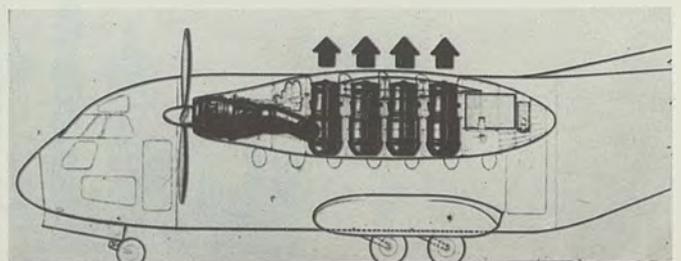
SHORT - SC1.



FIAT - G 95/4.



VFW-EWR-FIAT - VAK 191 B.

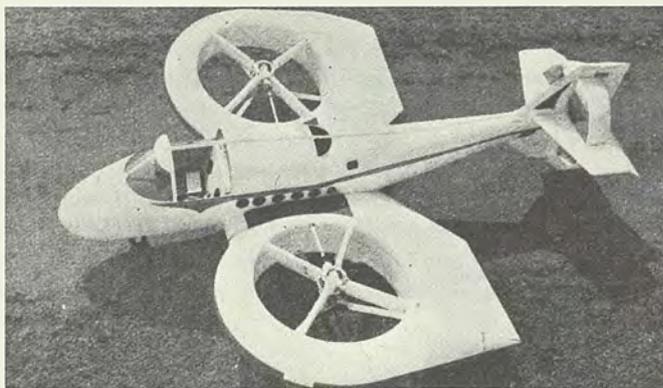


FIAT - G 222.

VTOL COMBINATI
CON SOSTENTAZIONE A GETTO FREDDO



LOCKHEED - « Humming Bird » XV-4A.



VANGUARD 2.



RYAN - XV-5A.



MC DONNELL XV - 1.

Potenza e velocità indotte nei sistemi di sustentazione a punto fisso per i velivoli VTOL e nelle ali diritte in velocità orizzontale uniforme.

Sono presentate e discusse le espressioni del rapporto teorico tra forza sustentatrice (o propulsiva) aerea e potenza indotta teorica minima corrispondente, per i sistemi rotanti a punto fisso e per le ali diritte in volo orizzontale uniforme, in funzione del carico unitario sul disco portante e sull'ala rispettivamente. Su alcuni diagrammi, che rappresentano in funzione del carico unitario il sopradetto rapporto teorico per vari valori di certi parametri, sono segnati i punti che corrispondono a diversi velivoli convenzionali, nelle condizioni di velocità minima e massima orizzontale, a velivoli VTOL e ad alcuni elicotteri in « hovering ». Sulla base di detti valori, per i diversi tipi di aeromobili considerati, viene proposto un criterio generale che si presta ad essere adottato per valutare i valori effettivi della sustentazione specifica nei più differenti sistemi.

Premessa.

In una precedente nota (*), abbiamo visto che un velivolo VTOL (Vertical Take-Off and Landing) può disporre, per la sustentazione in transizione e per la propulsione in volo normale, di uno stesso sistema operatore, che assolve ai due compiti sopradetti con opportuni adattamenti (velivoli di tipo convertibile), oppure di due sistemi operatori distinti ed indipendenti destinati, rispettivamente, uno alla sustentazione e l'altro alla propulsione (velivoli di tipo combinato).

Di conseguenza, in entrambe le condizioni di volo, nelle prestazioni del velivolo, si hanno delle penalizzazioni le quali, pur avendo aspetti diversi, possono essere generalmente riportate in forma di « equivalente » maggiorazione del peso dei velivoli.

Una delle mete da raggiungere in fase di progetto deve consistere quindi nel ridurre al minimo tale maggiorazione « equivalente » di peso, in modo da ottenere una soddisfacente ottimizzazione dei diversi parametri in giuoco.

Ora, per approfondire questo esame è indispensabile anzitutto valutare i sistemi di sustentazione a punto fisso, agli effetti della potenza che essi richiedono per generare una data forza sustentatrice. Naturalmente, per avere una base, occorre riferirsi al valore teorico minimo di detta potenza.

Come elemento di paragone, appare utile esaminare allo stesso scopo (generazione della sustentazione) anche l'ala diritta, considerata in moto orizzontale uniforme con velocità V . Questa velocità V sarà supposta subsonica, per cui non saranno presenti effetti di compressibilità.

Aspetti fisici della sustentazione dinamica e della propulsione aerea.

Dal punto di vista della nostra indagine, è possibile ridurre i diversi sistemi operatori, sia rotanti che alari, ad un unico schema teorico.

(*) Presentata nell'adunanza del 3 febbraio 1965 all'Accademia delle Scienze di Torino, sotto il titolo « Considerazioni sui velivoli a decollo ed atterramento verticale e corto ».

Le forze di sustentazione e di propulsione aerodinamica P , per qualsiasi sistema operatore, hanno infatti espressioni identiche, in quanto basate sugli stessi principi. Considerando il fenomeno come permanente, si tratta in effetti di conferire ad una massa d'aria M ad ogni secondo interessata dal sistema, una variazione di velocità w . Alla quantità di moto Mw corrisponde un impulso e la reazione a questo impulso rappresenta la forza sustentatrice (o propulsiva). La potenza richiesta, nel caso in cui il rendimento ⁽¹⁾ del sistema operatore sia uguale ad uno, risulta uguale all'energia cinetica conferita alla massa M ad ogni secondo, e viene detta potenza indotta.

Si può scrivere perciò:

$$\left. \begin{array}{l} \text{— Spinta o} \\ \text{sustentazione} \\ \text{— Potenza indotta} \\ \text{corrispondente} \end{array} \right\} \begin{array}{l} P = Mw \\ \Pi_i = \frac{1}{2} Mw^2 \end{array} \quad \begin{array}{l} [kg] \\ (2) \left[\frac{kgm}{s} \right] \end{array}$$

e quindi

$$\Pi_i = \frac{1}{2} Pw$$

È noto che, per un dato sistema operatore, ad ogni spinta P , corrispondente un valore minimo teorico della potenza indotta $\Pi_{i \min}$.

I sistemi operatori rotanti a punto fisso.

Per i rotori e le eliche, questo minimo si ha quando la velocità indotta w' , immediatamente a valle del disco dell'elica o del rotore, risulta uniforme.

La massa M si può esprimere in funzione della velocità indotta all'infinito w , della superficie S del

⁽¹⁾ Si definisce rendimento η di un sistema operatore il rapporto tra la potenza minima teorica necessaria ($\Pi_{i \min}$) per ottenere una data spinta P e quella Π_i effettivamente richiesta per generare detta spinta

$$\eta = \frac{\Pi_{i \min}}{\Pi_i} \quad (1)$$

disco dell'elica (o del rotore) e della densità $\rho_0 \delta$, nel modo seguente:

$$M = \mathcal{C} \rho_0 \delta S w$$

ove

\mathcal{C} è una costante numerica uguale al rapporto $\frac{w'}{w}$.

Si può scrivere quindi in generale

$$\begin{cases} P = \mathcal{C} \rho_0 \delta S w^2 \\ \Pi_i = \frac{1}{2} \mathcal{C} \rho_0 \delta S w^3 \end{cases} \quad (3)$$

Nella condizione di $\Pi_{i \min}$ si ha:

per eliche e rotori liberi $\mathcal{C} = \frac{1}{2}$;

per i rotori e le eliche intubati $\mathcal{C} = 1$.

Infatti, nel primo caso (eliche e rotori liberi), per il teorema dell'energia si ha:

$$P w' = \frac{1}{2} M w^2$$

e ricordando la prima delle (2)

$$M w w' = \frac{1}{2} M w^2$$

da cui

$$w' = \frac{1}{2} w .$$

Nel secondo caso (eliche e rotori intubati), con rapporto di espansione uno (anello avente l'interno cilindrico costante), la spinta totale è per metà sopportata dall'elica e per metà dall'anello.

Infatti, dal teorema dell'energia si ha:

$$P_{\text{rotore}} w = \frac{1}{2} M w^2$$

da cui

$$P_{\text{rotore}} = \frac{1}{2} M w$$

ma per il teorema dell'impulso deve essere

$$P_{\text{totale}} = P_{\text{rotore}} + P_{\text{anello}} = M w$$

per cui ne segue:

$$P_{\text{anello}} = P_{\text{rotore}} = \frac{1}{2} M w .$$

Per le eliche ed i rotori *liberi* si può pertanto scrivere:

$$P = \frac{1}{2} \rho_0 \delta S w^2 ; \quad \Pi_{i \min} = \frac{1}{4} \rho_0 \delta S w^3 .$$

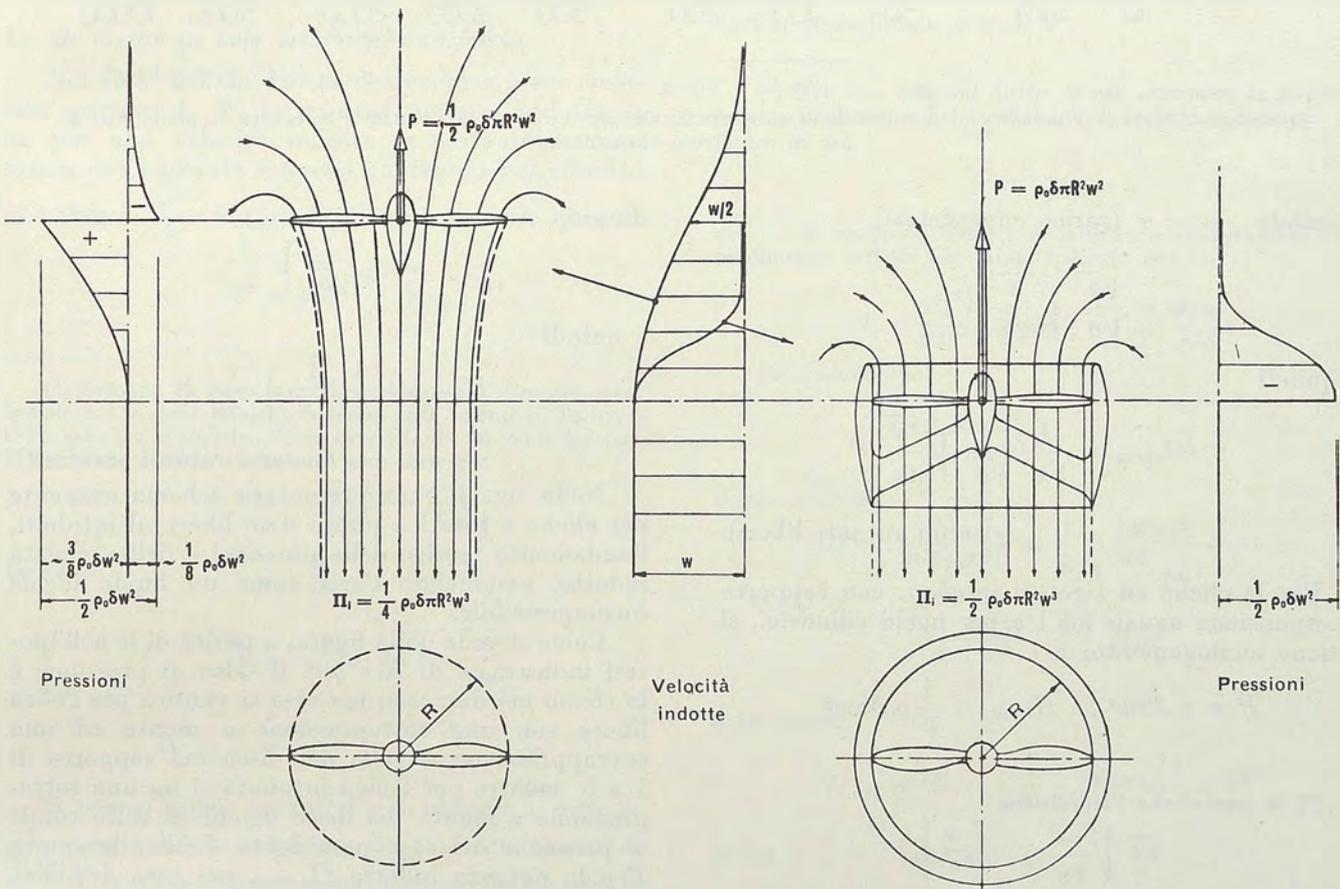


Fig. 1.

Eliche e rotori liberi ed intubati a punto fisso.

(Nella figura si è supposto che la velocità al disco dell'elica sia identica a quella dell'elica libera all'infinito a valle. Il salto di pressione è quindi uguale nei due casi).

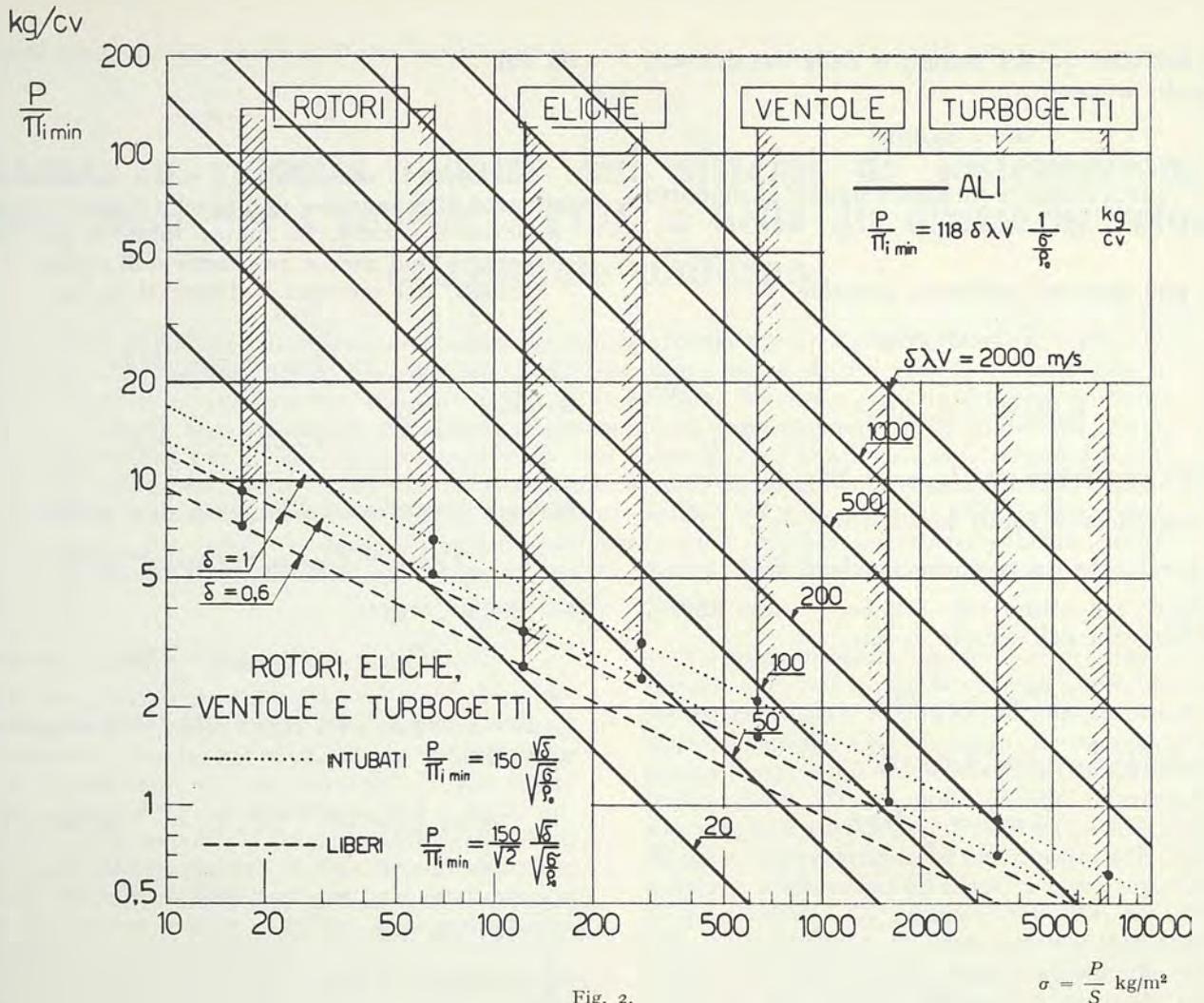


Fig. 2.

Spinta specifica teorica massima in funzione del carico superficiale per rotori, eliche, ventole e turbogetti a punto fisso e per ali con diversi valori di $\delta\lambda V$.

Ponendo $\frac{P}{S} = \sigma$ (carico superficiale):

$$w = \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} \quad (2)$$

e quindi

$$\Pi_{i\min} = \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} P$$

(sistemi rotanti liberi).

Per le eliche ed i rotori *intubati*, con rapporto di espansione uguale ad 1 e per ugelli cilindrici, si ottiene analogamente:

$$P = \rho_0 \delta S w^2; \quad \Pi_{i\min} = \frac{1}{2} \rho_0 \delta S w^3$$

(²) Si osservi che l'espressione

$$\sqrt{2} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} \left[\frac{m}{s} \right]$$

può essere interpretata come la velocità dell'aria a quota zero che in assenza di perdite e di compressibilità dà luogo ad una pressione di arresto uguale a σ o, ciò che è lo stesso, come la velocità che corrisponde al salto di pressione σ in una corrente incompressibile senza perdite.

da cui

$$w = \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}}$$

e quindi

$$\Pi_{i\min} = \frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} P$$

(sistemi rotanti intubati).

Nella fig. 1 è rappresentato schematicamente per eliche e rotori a punto fisso liberi ed intubati, l'andamento teorico delle pressioni e delle velocità indotte, assumendo l'aria come un fluido ideale incompressibile.

Come si vede dalla figura, a parità di w nell'ipotesi indicata, e di R e $\rho_0 \delta$, il salto di pressione è lo stesso nei due casi, ma esso si verifica per l'elica libera con una sottopressione a monte ed una sovrappressione a valle del disco nel rapporto di 1 a 3, mentre per l'elica intubata si ha una sottopressione a monte del disco uguale al salto totale di pressione del caso precedente. Inoltre la spinta P e la potenza indotta $\Pi_{i\min}$, nel caso dell'elica libera sono la metà di quelle relative all'elica intubata. Se ne deduce che la spinta specifica $\frac{P}{\Pi_{i\min}}$

è identica nei due casi.

A parità di P oltre che di R e $\rho_0 \delta$ (e quindi anche di σ) le potenze corrispondenti tra elica libera ed elica intubata stanno nel rapporto $\sqrt{2}$ a 1, e le spinte specifiche $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ stanno nel rapporto 1 a $\sqrt{2}$.

Nel diagramma della fig. 2 sono riportati in funzione di σ i valori teorici di $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ e nella fig. 3 i corrispondenti valori di w , per i sistemi rotanti a punto fisso, liberi ed intubati, e per $\delta = 1$ e $\delta = 0,6$.

Nella fig. 2 sono inoltre segnati i campi di funzionamento di alcuni sistemi operatori: rotorii liberi ed intubati, eliche libere ed intubate, ventole annegate nell'ala e ventole intubate, turbofans e turbogetti.

Come si vede, ad un'estremità del diagramma stanno i rotorii con i più alti valori del rapporto $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$; all'altra estremità i turbogetti, con i valori più bassi.

Ciò è chiaro se si considera che la velocità teorica indotta per i rotorii è $w = 15 \div 30$ m/s mentre per i turbogetti è $w = 250 \div 270$ m/s.

Tutti i sistemi operatori adottati nei velivoli VTOL sono compresi nel campo delimitato da questi valori estremi teorici (3).

Le ali diritte in volo orizzontale uniforme.

Nel caso dell'ala diritta di apertura b con velocità orizzontale V , la minima potenza indotta si ha per una velocità indotta w costante su una massa che equivale a quella contenuta nel cilindro di volume $\frac{\pi b^2}{4} V$ (fig. 4). Si può scrivere quindi:

$$M = \rho_0 \delta \frac{\pi b^2}{4} V$$

(3) Secondo C. FERRARI, *Sul problema dell'elica con vento laterale*, « Atti della Reale Accademia delle Scienze di Torino » 1928, nel caso di un'elica libera investita da un vento laterale V nel piano dell'elica stessa, si può scrivere:

$$M = \rho_0 \delta S \left(V + \frac{1}{2} w \right)$$

da cui

$$\sigma = \frac{1}{2} \rho_0 \delta w^2 + \rho_0 \delta V w$$

$$w = -V + \sqrt{V^2 + \frac{2\sigma}{\rho_0 \delta}}$$

$$\frac{P}{\Pi_{i \min}} = \frac{2}{w} = \frac{2}{-V + \sqrt{V^2 + \frac{2\sigma}{\rho_0 \delta}}}$$

Si possono quindi, per dati V e δ , tracciare le curve di $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ corrispondenti in funzione di $\frac{\sigma}{\rho_0 \delta}$ nel diagramma di fig. 2. Si ottiene così un interessante paragone tra le portanze specifiche massime ideali di un'elica con vento laterale sul piano del disco (parametri V e δ) e di un'ala diritta (parametro $V \delta \lambda$) in funzione di $\frac{\sigma}{\rho_0 \delta}$.

$$P = \rho_0 \delta \frac{\pi b^2}{4} V w \quad \Pi_{i \min} = \rho_0 \delta \frac{\pi b^2}{8} V w^2$$

da cui ricordando che $b^2 = \lambda S$ (ove λ è l'allungamento dell'ala) si ha:

$$w = \frac{4}{\pi} \frac{1}{\delta \lambda V} \frac{\sigma}{\rho_0} \quad \Pi_{i \min} = \frac{2}{\pi} \frac{1}{\delta \lambda V} \frac{\sigma}{\rho_0} P$$

Poiché in volo orizzontale uniforme risulta:

$$V = \sqrt{\frac{2\sigma}{\rho_0 \delta C_L}}$$

la velocità e la potenza indotte si possono esprimere in funzione di C_L (e quindi dell'assetto dell'ala):

$$w = \frac{2\sqrt{2}}{\pi} \frac{\sqrt{C_L}}{\lambda \sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}}$$

$$\Pi_{i \min} = \frac{\sqrt{2}}{\pi} \frac{\sqrt{C_L}}{\lambda \sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} P \quad (4)$$

Nella tabella I sono riportate, per eliche ed i rotorii liberi ed intubati a punto fisso, e per le ali diritte con velocità uniforme orizzontale V , le espressioni di w , $\Pi_{i \min}$, $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ e $\frac{\Pi_{i \min}}{P}$, in funzione della densità relativa dell'aria δ , del carico superficiale σ e di P .

(4) Nel caso delle ali diritte si usa esprimere la potenza indotta in funzione del coefficiente di resistenza indotta

$$C_{ri} = \frac{C_L^2}{\pi \lambda \beta}$$

ove β è il cosiddetto fattore di induzione o di efficienza o di rendimento dell'ala (da taluni indicato con e).

$$\Pi_i = \frac{C_L^2}{\pi \lambda \beta} \frac{1}{2} \rho_0 \delta S V^3 = C_L V \frac{M w}{\pi \lambda \beta}$$

Ricordando che

$$C_L V = \frac{2 M w}{\rho_0 \delta S V}, \quad S = \frac{b^2}{\lambda}$$

si può scrivere:

$$\begin{aligned} \Pi_i &= 2 \frac{(M w)^2}{\pi \lambda \beta \rho_0 \delta S V} = \frac{1}{2} \frac{(M w)^2}{\beta \frac{\pi b^2}{4} \rho_0 \delta V} = \\ &= \frac{1}{2} \frac{1}{\beta} \frac{(M w)^2}{M} \frac{1}{\beta} \frac{1}{2} M w^2 \end{aligned}$$

si ha quindi:

$$\Pi_{i \min} = \eta \Pi_i = \eta \frac{1}{\beta} \frac{1}{2} M w^2 = \frac{1}{2} M w^2$$

da cui $\eta \frac{1}{\beta} = 1$ ossia $\eta = \beta$.

Ciò è il rendimento η che compare nell'equazione (2) nel caso dell'ala non è altro che il fattore di induzione β che compare nell'espressione della resistenza indotta. In particolare, per ali con distribuzione ellittica della portanza lungo l'apertura sarà $\beta = 1$ (minima resistenza indotta).

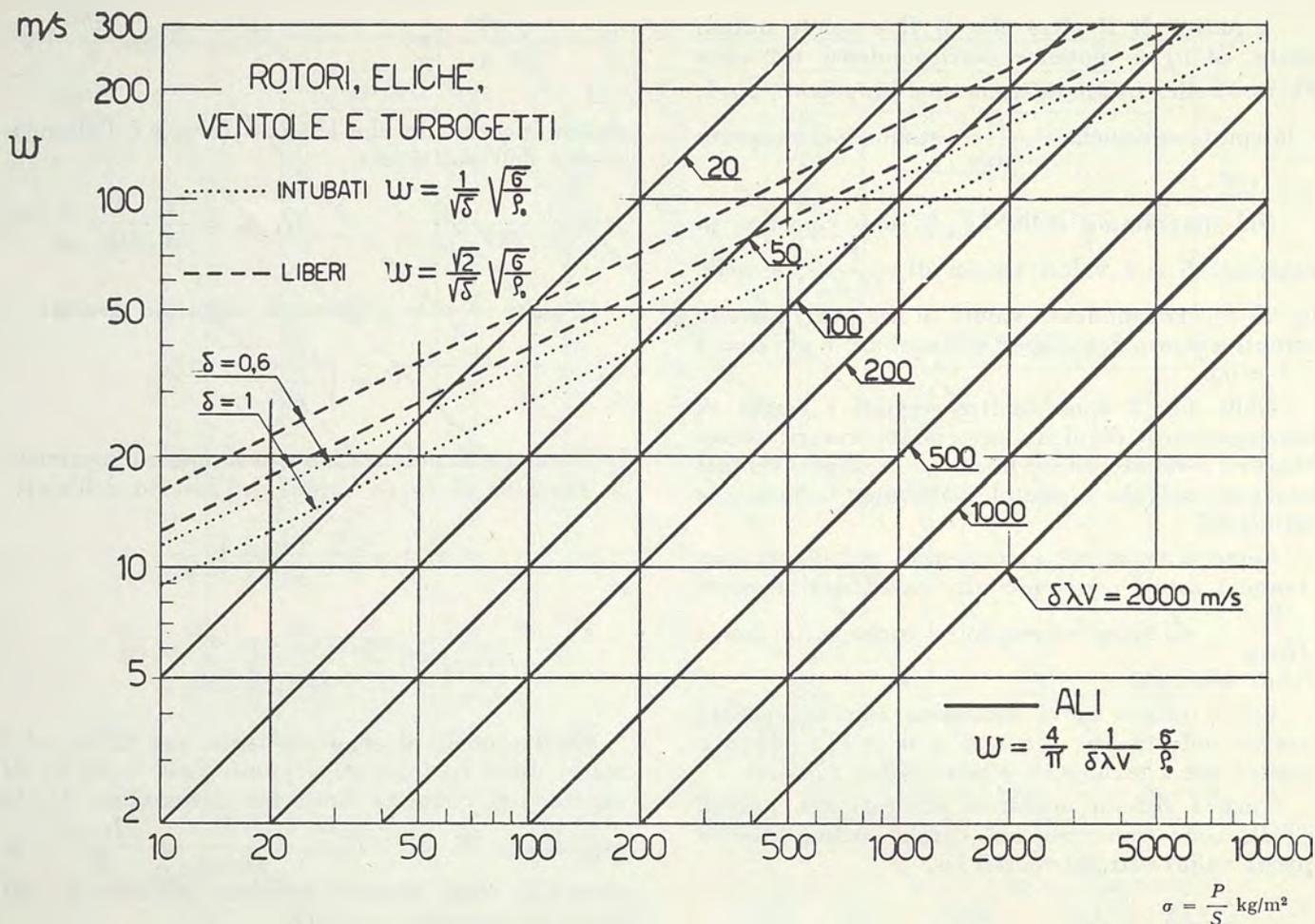


Fig. 3.

Velocità teorica indotta in funzione del carico superficiale per rotori, eliche, ventole e turbogetti a punto fisso e per ali con diversi valori di $\delta\lambda V$.

TABELLA I.

Espressioni teoriche di w e di $\Pi_{i \min}$ per sistemi rotanti a punto fisso e per ali diritte (con velocità orizzontale V) in funzione di σ , P e δ .

| | Sistemi rotanti a punto fisso (vedi fig. 0) | | Ali diritte con velocità orizzontale V (vedi fig. 0) |
|---------------------------------|---|--|---|
| | liberi | intubati | $S = \text{superficie alare}$ $b = \text{apertura alare}$ |
| M Kg-s/m | $\frac{1}{2} \rho_0 \delta S w$ | $\rho_0 \delta S w$ | $\frac{\pi}{4} b^2 \rho_0 \delta V = \frac{\pi}{4} \lambda S \rho_0 \delta V$ |
| P Kg | $\frac{1}{2} \rho_0 \delta S w^2$ | $\rho_0 \delta S w^2$ | $\frac{\pi}{4} b^2 \rho_0 \delta V w = \frac{\pi}{4} \lambda S \rho_0 \delta V w$ |
| w m/s | $\frac{\sqrt{2}}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}}$ | $\frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}}$ | $\frac{2\sqrt{2}}{\pi} \frac{\sqrt{C_L}}{\lambda \sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} = \frac{4}{\pi} \frac{1}{\lambda \delta V} \frac{\sigma}{\rho_0}$ |
| $\Pi_{i \min}$ Kg-m/s | $\frac{1}{\sqrt{2}} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} P$ | $\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} P$ | $\frac{\sqrt{2}}{\pi} \frac{\sqrt{C_L}}{\lambda \sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} P = \frac{2}{\pi} \frac{1}{\lambda \delta V} \frac{\sigma}{\rho_0} P$ |
| $\frac{\Pi_{i \min}}{P}$ m/s | $\frac{1}{\sqrt{2}} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}}$ | $\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}}$ | $\frac{\sqrt{2}}{\pi} \frac{\sqrt{C_L}}{\lambda \sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} = \frac{2}{\pi} \frac{1}{\lambda \delta V} \frac{\sigma}{\rho_0}$ |
| $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ s/m | $\sqrt{2} \frac{\sqrt{\delta}}{\sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}}}$ | $2 \frac{\sqrt{\delta}}{\sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}}}$ | $\frac{\pi}{\sqrt{2}} \frac{\lambda \sqrt{\delta}}{\sqrt{C_L}} \frac{1}{\sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}}} = \frac{\pi}{2} \lambda \delta V \frac{1}{\frac{\sigma}{\rho_0}}$ |

Nelle figg. 2 e 3 sono rappresentati in funzione di σ rispettivamente le espressioni di $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ e di w per ali per diversi valori del parametro $\delta\lambda V$.

Risulta dalla fig. 2 che per certi valori di δ e $\delta\lambda V$ esiste un valore di σ al disotto del quale il sistema alare è superiore a quello rotante, e viceversa è inferiore al disopra, agli effetti del rapporto

$$\frac{P}{\Pi_{i \min}}$$

Valori teorici di $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ di alcuni velivoli convenzionali e VTOL.

Nel diagramma di fig. 5 sono riportati per alcuni velivoli convenzionali civili e militari (di differente peso e specialità sia a getto che ad elica, subsonici e supersonici) in funzione del carico alare σ i valori teorici di $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ corrispondenti ai valori di $\delta\lambda V$ relativi alle velocità minima e massima.

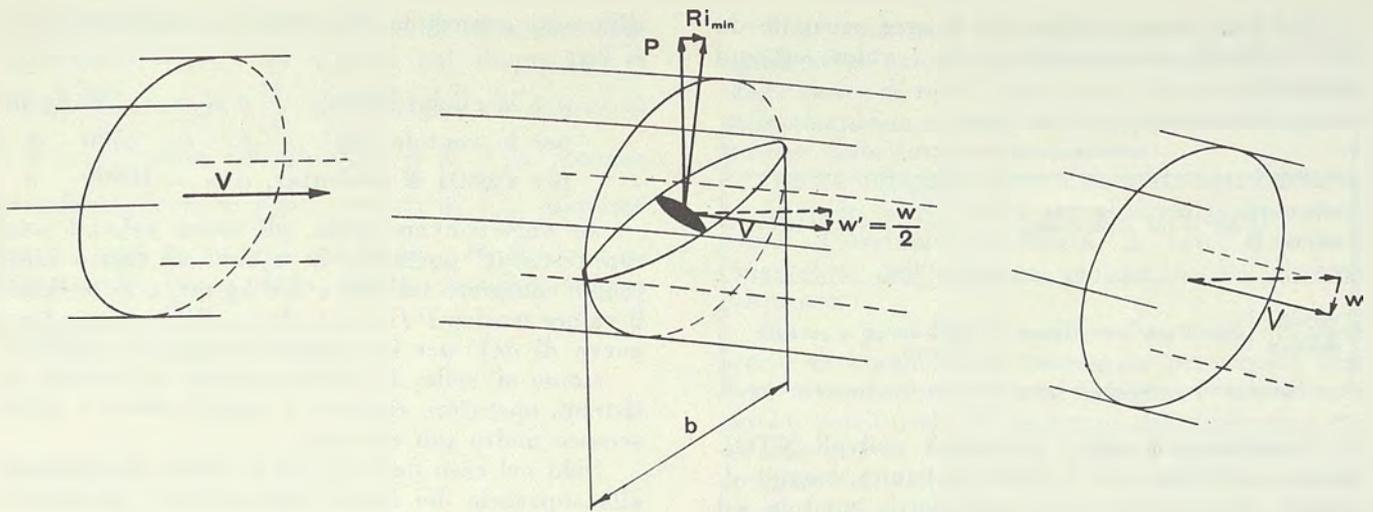


Fig. 4.

Resistenza indotta minima ($R_{i,min}$) e velocità indotta corrispondente (w) per un'ala diritta di apertura b a velocità V .

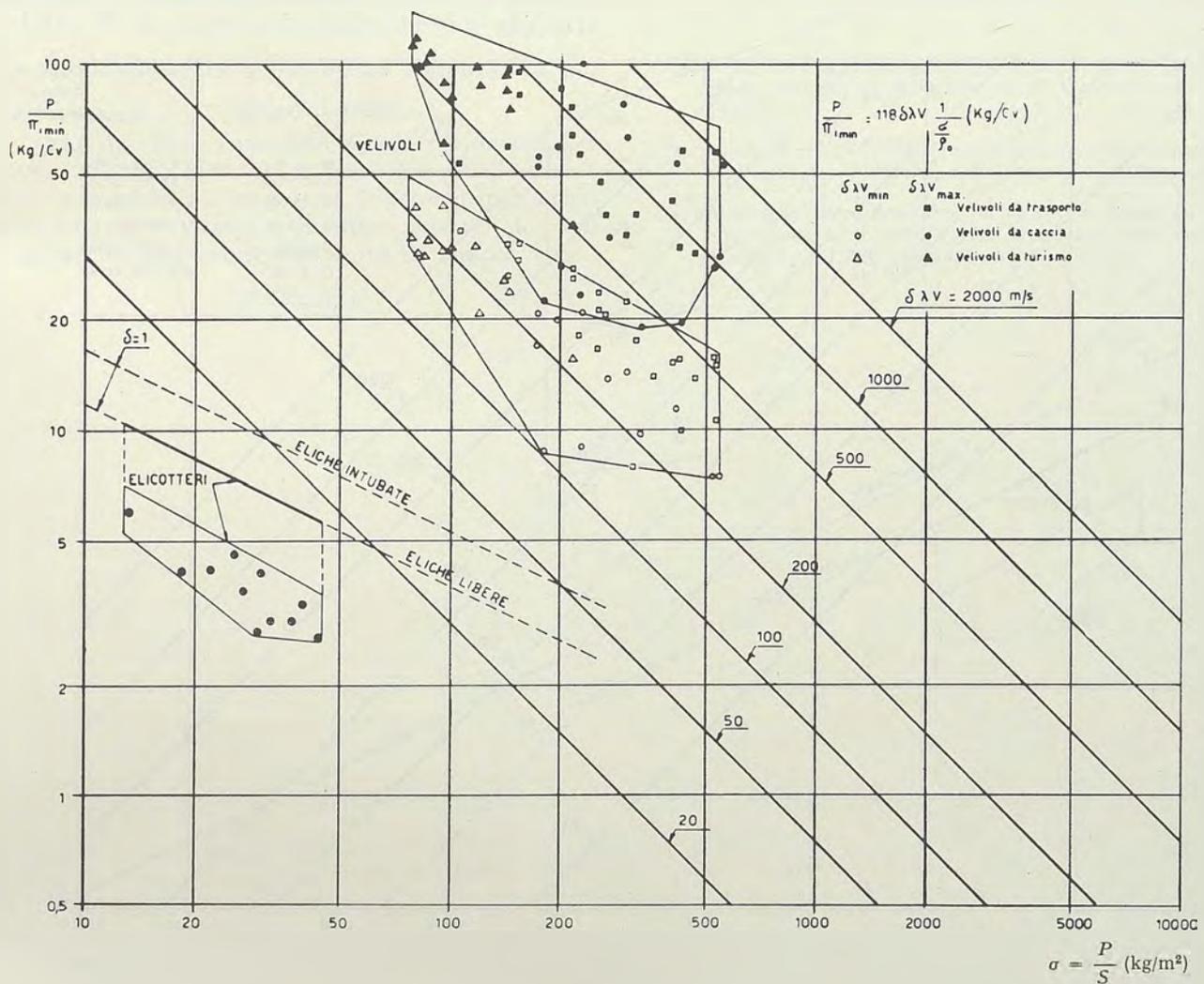


Fig. 5.

Valori teorici di $\frac{P}{\Pi_{i,min} S}$ di velivoli convenzionali alle velocità massima e minima.

Dal diagramma risulta che le aree occupate da detti velivoli sono comprese tra i valori estremi seguenti:

| Carico alare $\sigma = 75 \div 500 \text{ kg/m}^2$ | | |
|--|---|--|
| velocità minima | $\delta\lambda V = 100 \div 500 \text{ m/sec}$ | $\frac{P}{\Pi_{i \min}} = 8 \div 50 \text{ kg/cv}$ |
| velocità massima | $\delta\lambda V = 300 \div 2000 \text{ m/sec}$ | $\frac{P}{\Pi_{i \min}} = 20 \div 120 \text{ kg/cv}$ |

Consideriamo ora i principali velivoli VTOL finora realizzati, tra i quali si hanno esempi di sistemi sostenitori con turbogetti, ventole ed eliche. Tali velivoli sono rappresentati in fase di volo stazionario a bassa quota, portando in ascissa il σ del sistema operatore e in ordinata il valore di $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ ad esso corrispondente secondo le curve teoriche a quota zero (fig. 6).

Il carico superficiale dei sistemi operatori previsti per la fase transitoria ha valori molto

differenti a seconda del sistema considerato. Così si ha:

per le eliche libere $\sigma = \sim 250 \text{ kg/m}^2$
 per le ventole alari $\sigma = \sim 1500 \text{ »}$
 per i getti di sostentaz. $\sigma = \sim 10000 \text{ »}$

In volo convenzionale, gli stessi velivoli sono rappresentati portando in ascissa il carico alare (che è compreso tra 300 e 500 kg/m^2) e in ordinata il valore teorico $P/\Pi_{i \min}$ in base alle corrispondenti curve di $\delta\lambda V$ per le velocità minima e massima.

Come si vede, il carico unitario σ relativo ai sistemi operatori rispetto a quello alare è quasi sempre molto più elevato.

Solo nel caso dell'XC-142 il valore di σ riferito alla superficie dei dischi delle eliche è inferiore a quello alare (240 kg/m^2 e 340 kg/m^2 rispettivamente).

Passando ai sostenitori con rotore libero (come gli elicotteri) risulta

$$\sigma = 14 \div 50 \text{ kg/m}^2$$

$$\frac{P}{\Pi_{i \min}} = 10 \div 6 \text{ kg/cv.}$$

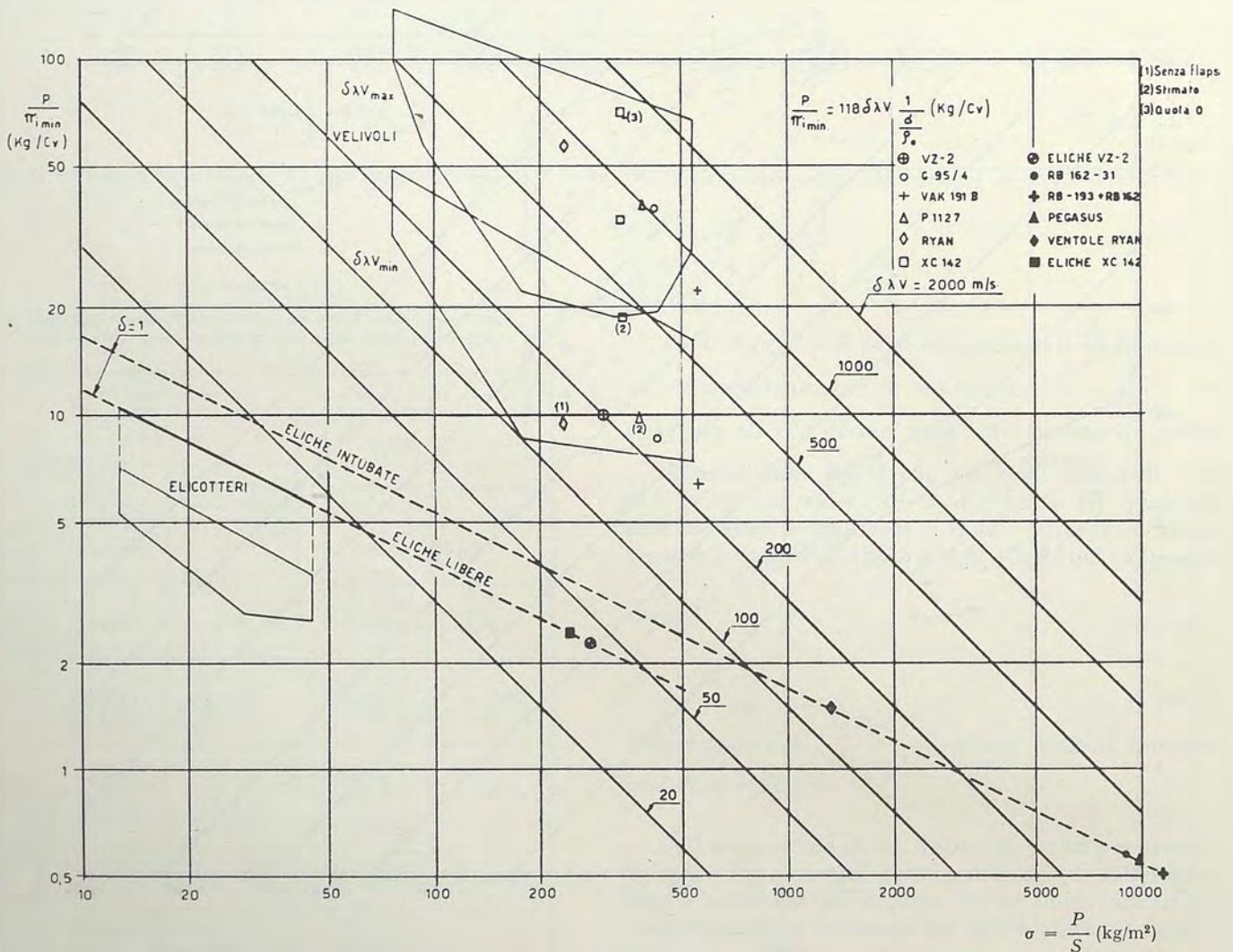


Fig. 6.

Valori teorici di $\frac{P}{\Pi_{i \min}}$ per i sistemi sostenitori e per le ali in volo convenzionale di alcuni velivoli VTOL.

Per alcuni elicotteri moderni di differente tonnellaggio e tipo sono segnati nel diagramma i valori effettivi di $\frac{Q}{\Pi}$ in funzione di σ , ove Q è il peso totale dell'elicottero e Π è la potenza installata. Come si vede, i valori di $\frac{Q}{\Pi}$ oscillano tra $2,8 \div 6$ kg/cv, cioè tra il $45 \div 60$ % dei corrispondenti valori della spinta specifica teorica massima $\frac{P}{\Pi_{i \text{ min}}}$.

Conclusioni.

Di fronte a questo quadro che presenta i valori di $\frac{P}{\Pi_{i \text{ min}}}$ per diversi sistemi sostenitori dei velivoli VTOL, di aerogiri a punto fisso, di ali in volo orizzontale uniforme, viene naturale chiederci quali sono i valori effettivi della portanza specifica dei diversi sistemi.

È chiaro che ad una simile domanda si può rispondere solo dopo di avere definito come si debba intendere e come debba essere valutata la potenza indotta Π_i da porre a denominatore nel rapporto $\frac{P}{\Pi_i}$ che rappresenta il parametro significativo per questo esame.

Ora, per dare carattere generale valevole per tutti i sistemi operatori e di potenza nelle forme più varie adottate in pratica è necessario riferirsi alla potenza energetica indotta, basata cioè sul consumo di carburante per unità di tempo.

Solo in tal modo è possibile operare un paragone significativo tra i vari sistemi competitivi, che tenga conto di tutti i rendimenti che intervengono nelle complesse e varie fasi che portano alla generazione della forza sostenitrice.

Questa indagine trascura naturalmente l'influenza di molti altri fattori sul giudizio complessivo, come ad esempio, la durata, il costo, il peso e l'ingombro dell'impianto motore e del sistema operatore.

Ma sia pure limitata alla valutazione del peso orario di combustione necessario per creare una data sustentazione, questa indagine è importante perché costituisce un elemento discriminatore essenziale per la scelta del sistema operatore e di potenza nei velivoli VTOL. Infatti, il consumo orario è l'elemento decisivo sulla base della durata della missione in « hovering », nel quadro della missione completa che la macchina deve svolgere.

Lo sviluppo di questo argomento formerà oggetto di una prossima comunicazione.

BIBLIOGRAFIA

- FERRARI C., *Sul problema dell'elica con vento laterale*, « Atti Reale Accademia delle Scienze di Torino », vol. LXIII, 1928.
- NICOLÒ G. B., *Fattori rilevanti nella scelta della configurazione degli aeromobili VTOL*, « Aerotecnica », febbraio 1964.
- GABRIELLI G., *Considerazioni sui velivoli a decollo ed atterramento verticale e corto*, « Atti Accademia delle Scienze di Torino », vol. 99, 1964-65.

Consumo specifico ideale minimo ed effettivo dei velivoli VTOL e degli elicotteri in hovering.

I sistemi operatori e di potenza dei velivoli VTOL finora realizzati od in studio hanno assunto le forme più svariate. La scelta del sistema più adatto dipende evidentemente dalle missioni che il velivolo deve effettuare, ed è influenzata da numerosi fattori. Tra questi assume particolare importanza il consumo specifico di combustibile del sistema motore ed il rendimento del sistema operatore, in relazione soprattutto alla durata delle fasi di hovering ed al numero dei decolli e degli atterramenti richiesti in VTOL per ogni missione. GIUSEPPE GABRIELLI, dopo aver illustrato gli schemi più importanti dei sistemi operatori e di potenza finora realizzati, esprime, in funzione del carico superficiale del sistema operatore ed in base alla potenza specifica minima teorica da questo richiesta in hovering, il consumo orario minimo ideale basato sull'energia chimica del combustibile e riferito alla spinta. In un diagramma sono riportati l'espressione del consumo ideale minimo q_i , basato sull'« energia chimica » del combustibile (con un potere calorifico $p_c=10.000$ Cal/kg), il consumo specifico convenzionale q_c basato su un rendimento globale del sistema motore-operatore di $1/3$, ed i valori effettivi del consumo orario q_e , riferito al peso totale di diversi velivoli VTOL ed elicotteri, sempre in funzione del carico superficiale del sistema operatore. Dal diagramma risulta la posizione (relativa al valore teorico minimo ideale del consumo orario specifico) per i singoli velivoli considerati, ed il rendimento del processo di trasformazione, dall'energia chimica del combustibile in energia meccanica utile, del sistema operatore attraverso i rapporti f_i ed f_c , definiti come fattori di bontà ideale e convenzionale, rispettivamente. Si può constatare che per i velivoli VTOL i valori del consumo orario specifico effettivo q_e passano in pratica da 0,140 a 1,200 kg/kg in funzione del carico sul sistema operatore variante tra 180 e 11.000 kg/m², ed il fattore di bontà convenzionale del sistema motore-operatore ($p_c=10.000$ Cal/kg) da 0,275 a 0,565. Nel diagramma sono riportati anche i valori di q_e relativi ad alcuni elicotteri a trasmissione meccanica, a trasmissione pneumatica, a getto freddo ed a getto caldo. Risulta che per questi aerogiri i valori del consumo specifico effettivo sono fortemente influenzati dal sistema di trasmissione della potenza ed i fattori di bontà dei tre tipi di elicotteri differiscono fortemente. Risulta chiaro che il giudizio sulla scelta definitiva di un sistema qualsiasi è condizionato evidentemente anche dal peso del sistema motore e del sistema operatore, in unione con il consumo specifico e con la durata di funzionamento in hovering. Per completare il panorama indispensabile per una scelta, occorre quindi ricercare elementi sul peso di detti sistemi.

Il rapido recente sviluppo di sistemi capaci di creare forze sostenatrici a velocità zero od in transizione, per conferire ai velivoli la capacità VTOL, ha prodotto una grande varietà di realizzazioni.

Malgrado ciò, non si può dire che siano chiaramente delineati gli indirizzi più confacenti alle varie e complesse esigenze dell'impiego.

Infatti, sebbene le configurazioni finora realizzate siano già numerose, sono in corso di sviluppo nuove forme per affrontare e

risolvere, con il migliore compromesso, i problemi del consumo, dell'ingombro, del peso, del costo, della manutenzione, della sicurezza, della manovrabilità, ecc.

Dehbono essere inoltre considerati più a fondo molti altri problemi, come i fenomeni di erosione del terreno per effetto dei getti, la ricircolazione dei gas caldi, le correnti esterne indotte, ecc.

Sarebbe difficile descrivere le forme realizzate e quelle che stanno per concretarsi come frutto non solo di nuove concezioni, ma soprattutto di adattamento ai grandi progressi nella tecnologia dei motori a getto.

Sembra infatti che si possano ridurre i pesi e le dimensioni dei motori di sustentazione, per portarli a dei valori che rendono questi parametri d'importanza secondaria nella concezione di un apparecchio VTOL a sustentazione a getto.

Così ad esempio, mentre i mo-

tori di lift attuali posseggono un rapporto spinta/peso di 16 : 1 isolati e 10 : 1 installati, i tecnici motoristi affermano che nei prossimi anni tali rapporti si eleveranno rispettivamente a 24 : 1 e 15 : 1, mentre il volume si ridurrà ad un terzo di quello attuale.

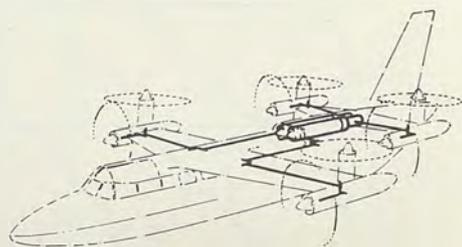


Fig. 2 - Convertibile Curtiss Wright - X 19. 2 motori Lycoming T 55 - L - 7 - Potenza al decollo 2650 cv (1325 x 2). 4 eliche libere basculanti C.W. idromeccaniche, tripale, $\varnothing=3,30$ di plastica in fiberglass rinforzato; giri: decollo 1203 - Crociera 955. Superf. alare totale m² 24,5 (ant. 8,9 m² - post. 15,6 m²). Q (in VTOL) 6180 kg - carico pagante 453 kg raggio d'azione $830 \text{ km} \frac{Q}{S} = 250 \text{ kg/m}^2$ Q (in conv.) 6650 kg - carico pagante 453 kg raggio d'azione $1200 \text{ km} \frac{Q}{S} = 270 \text{ kg/m}^2$ $V_{\text{max}}=740 \text{ km/h}$. Comando in VTOL - Con variazione differenziale del calettamento pale longitudinale: eliche ant. e post. rotto: eliche destre e sinistre imbardata: eliche opposte diagonalmente. Comando in volo normale - con alettoni, equilibratore e timone.

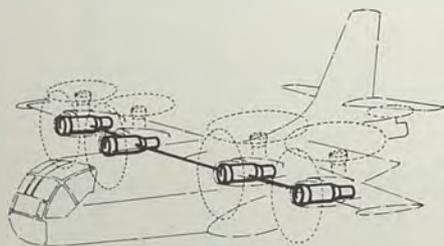


Fig. 1 - Convertibile Vought-Hiller-Ryan - XC 142A. Ala basculante con 4 eliche interconnesse con 4 motori a turbina (T-64-6).

Ciò condurrà evidentemente ad un grande miglioramento nella configurazione e nelle prestazioni dei velivoli VTOL e STOL, sia per il minor peso che per la mi-

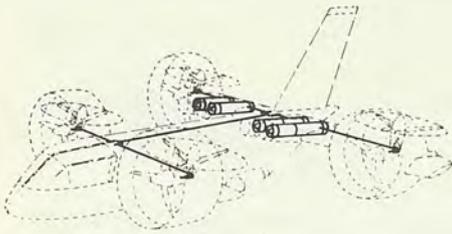


Fig. 3 - Convertibile Bell Aerosystems X 22A. 4 motori GEYT-58-80 - Potenza al decollo $1250 \times 4 = cv 5000$. 4 eliche intubate basculanti azionate con alberi e riduttori interconnessi. Interconnessione delle eliche e turbine. Velocità massima = 520 km/h - Velocità crociera 480 km/h. Eliche $\varnothing = 2,13$ (tripale) giri eliche 2600. Q decollo verticale con 4 turbine: 8000 kg - Q con 1 turbina ferma: 7250 kg. Q vuoto 4760 kg. Pilotaggio - mediante « elevon » dietro a ciascuna elica. S anteriore $m^2 12,9$ - S posteriore $m^2 26,56$.

nore area frontale richiesta per l'installazione dei lift.

Secondo la Rolls-Royce, sarà inoltre possibile in un prossimo futuro realizzare delle ventole portanti, costituite da un disco portante integrato che contiene nel centro della ventola la turbina generatrice.

Ciò sarà possibile con la riduzione delle dimensioni dei getti di portanza e con l'adozione di ventole con velocità indotta molto bassa (ventole aventi un rapporto di by-pass dell'ordine di 10 : 1).

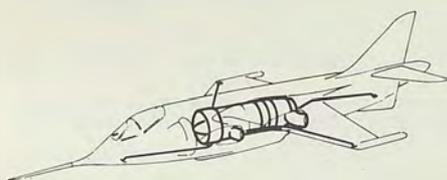


Fig. 4 - Convertibile Hawker P 1127. Motore BS 93 con spinta anche vettorialmente variabile, 4 ugelli di cui 2 con getto freddo e 2 con getto caldo.

Questi nuovi sviluppi segnano un passo fondamentale verso la riduzione delle penalità nel carico pagante e nell'autonomia, che sono congenite nei velivoli VTOL a paragone dei velivoli convenzionali.

Riteniamo, perciò, di poter affermare che gli studi e gli esperimenti in corso condurranno nei prossimi anni alla realizzazione di sistemi di sostentazione e di potenza che potranno essere considerati in molti casi come degli accessori dei velivoli convenzionali, i quali dovranno essere opportunamente predisposti per riceverli.

È noto ⁽¹⁾ che i velivoli VTOL possono disporre, per la sostentazione in transizione e per la propulsione in volo normale, di uno stesso sistema operatore, che assolve alla sostentazione in volo stazionario ed alla propulsione con opportuni adattamenti (veli-

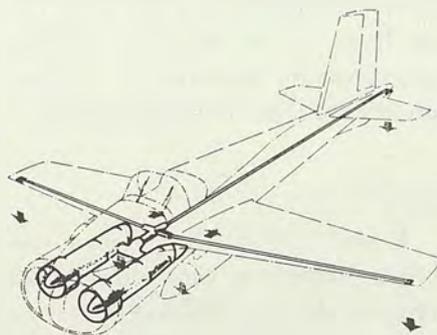


Fig. 5 - Convertibile Bell - X 14. Due motori a getto con deviatore dei getti.

voli di tipo convertibile), oppure di due sistemi operatori distinti ed indipendenti destinati rispettivamente, uno alla sostentazione e l'altro alla propulsione (velivoli di tipo combinato).

Nei velivoli convertibili, il sistema di potenza può essere unico oppure costituito da due sistemi indipendenti.

Per contro, nei combinati, i sistemi di potenza sono sempre due, indipendenti l'uno dall'altro.

Ora è essenziale conoscere, per la valutazione e la scelta del si-

(1) Vedi G. GABRIELLI, *Considerazioni sui velivoli a decollo ed atterramento verticale e corto*, Accademia delle Scienze di Torino, vol. 99 (1964-65).

stema più conveniente nei singoli casi, la potenza specifica richiesta in hovering ed il consumo orario in peso di combustibile per ogni chilogrammo di spinta.

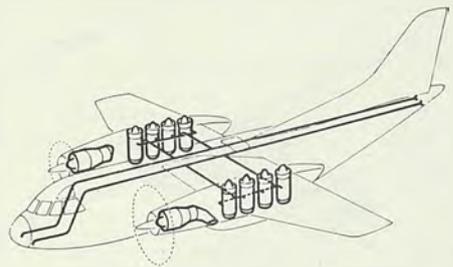


Fig. 6 - Combinato - Fiat G 222. Due turboeliche fisse sull'ala ed otto motori a getto nelle gondole alari.

Infatti, tra i parametri che entrano in considerazione per la valutazione del sistema, quest'ultimo è tra i più influenti.

Ed è su questo punto che intendiamo soffermarci.

I sistemi di sostentazione in transizione nei VTOL possono essere:

- eliche libere o intubate;
- ventole intubate oppure annegate nelle strutture (ad esempio ventole alari);
- ugelli per getti di sostentazione;
- dispositivi di getti con effetto di eiettore;

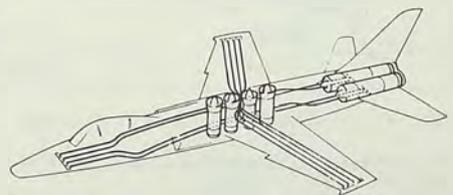


Fig. 7 - Combinato Fiat G 95/4. Due turbogetti di propulsione e quattro jet lift.

- deviatori di getti, ecc.

I sistemi di potenza possono essere motori volumetrici o a turbina e turbogetti.

Nelle figure 1 ÷ 11 sono rappresentati schematicamente i sistemi di propulsione e di sostentazione di undici velivoli VTOL, di

cui i primi cinque di tipo convertibile e gli altri di tipo combinato.

Fra i convertibili si hanno i seguenti esempi: quattro turboeliche su ala basculante (fig. 1);

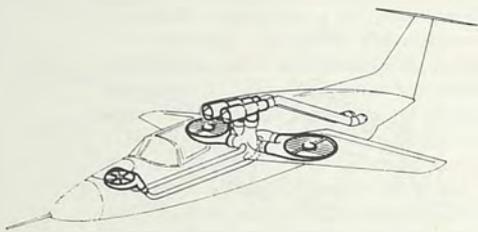


Fig. 8 - Combinato Ryan XV-5A.

2 turbogetti GE J 85 di propulsione e tre ventole intubate. Deviando il getto dei reattori si azionano le ventole carenate situate nelle ali e nella prua dell'apparecchio. L'inclinazione delle alette delle ventole dà un controllo positivo della velocità. L'aereo può atterrare o decollare a velocità da 0 a 95 nodi con la ventola. La velocità massima con la ventola è assai superiore alla velocità di stallo col getto normale.

due motori a turbina fissi e quattro eliche libere basculanti (fig. 2); quattro motori a turbina fissi e quattro eliche intubate basculanti (fig. 3); un turbogetto con quattro ugelli rotanti (fig. 4); due motori a getto con deviatore dei getti (fig. 5).

Fra i combinati si hanno i seguenti tipi di sistemi motore-ope-

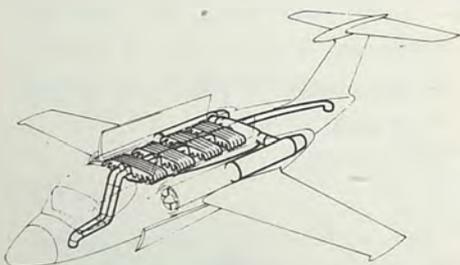


Fig. 9 - Combinato Lockheed « Humming Bird » XV-4A.

Due turbogetti di propulsione ed un sistema di getto con effetto di eiettore.

ratore: due turboeliche fisse sull'ala ed otto motori a getto nelle gondole alari (fig. 6); due turbogetti di propulsione e quattro jet lift (fig. 7); due getti di propulsione e tre ventole intubate, di cui due alari ed una a prua (fig. 8); due turbogetti di propulsione ed un sistema di getto con effetto di eiettore (fig. 9); un turbo-

getto con quattro getti orientabili e due jet lift (fig. 10); quattro turbogetti basculanti alle estremità delle ali per la propulsione e la sustentazione e due jet lift in fusoliera (fig. 11).

Questi due ultimi velivoli appartengono, secondo la classificazione da noi proposta, alla categoria dei combinati misti, in quanto i motori di propulsione sono utilizzati anche per la sustentazione, rotando opportunamente gli ugelli oppure gli stessi motori.

In questi undici schemi abbiamo riassunto i più differenti sistemi che sono oggi in studio od in esperimento.

Abbiamo tralasciato alcune realizzazioni, come l'ala anulare del Coléoptère (convertibile) ed il velivolo basculante a getto o ad elica Ryan X 13 che, pur essendo tecnicamente importanti, sembrano abbandonati definitivamente.

È noto (2) che la potenza specifica indotta teorica minima richiesta da un sistema operatore aerodinamico è data da

$$\frac{\Pi_{i\min}}{P} = c \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} \quad (3)$$

ove c è una costante numerica il cui valore è:

$$c = \frac{1}{2} \text{ per i sistemi intubati}$$

con rapporto di espansione = 1;

$$c = \frac{1}{\sqrt{2}} \text{ per i sistemi liberi.}$$

Il valore della potenza specifi-

(2) Vedi G. GABRIELLI, *Potenza e velocità indotte nei sistemi di sustentazione a punto fisso per i velivoli VTOL e nelle ali diritte in velocità orizzontale uniforme*, Atti dell'Accademia delle Scienze di Torino, Vol. 99 (1964-65).

(3) Ove:

σ carico superficiale del sistema operatore

ρ_0 densità dell'aria a quota zero

δ densità relativa dell'aria.

ca effettiva si può esprimere con:

$$\begin{aligned} \frac{\Pi}{P} &= \frac{1}{\eta_0} \frac{\Pi_{i\min}}{P} = \\ &= c \frac{1}{\eta_0} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} \end{aligned}$$

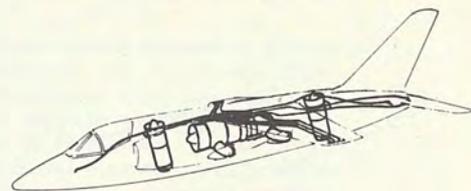


Fig. 10 - Combinato misto - VFW-EWR - Fiat - VAK 191

Un turbogetto con quattro getti orientabili e due jet lift.

ove η_0 è il rendimento del sistema operatore.

Indicando con p_c [Cal/kg] il potere calorifico del combustibile e con η_m il rendimento del sistema motore riferito alla « potenza chimica del combustibile » (4), si ha l'espressione del consumo specifico orario q_e in kg/kg h

$$\begin{aligned} q_e p_c \eta_m 427 &= \\ &= c \frac{1}{\eta_0} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} 3600 \end{aligned}$$

da cui

$$\begin{aligned} q &= c \frac{1}{\eta_m \eta_0} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} \frac{3600}{427 p_c} = \\ &= c \frac{1}{\eta_g} \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho_0}} \frac{3600}{427 p_c} \end{aligned}$$

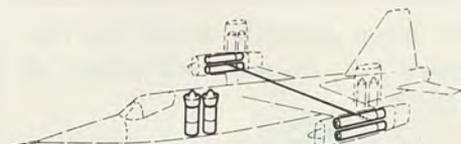


Fig. 11 - Combinato misto - EWR SUD - VJ 101.

Quattro turbogetti basculanti alle estremità delle ali, per la propulsione e la sustentazione, e due jet lift in fusoliera.

ove si è posto $\eta_g = \eta_m \eta_0$ il rendimento globale del sistema motore-operatore.

Per

$$p_c = 10\,000 \frac{\text{Cal}}{\text{kg}}, \quad \eta_g = 1,$$

$$\delta = 1, \quad \rho_0 = 0,125 \frac{\text{kgm}^3}{\text{s}^2}$$

(4) Per *potenza chimica od energia chimica di un combustibile* intendiamo la potenza o l'energia ricavabile in base al potere calorifico p_c del combustibile.

si ha il consumo specifico ideale a quota zero

$$q_i = 0,00237 \mathcal{C} \sqrt{\sigma} \quad (\sigma \text{ in kg/m}^2)$$

$$\mathcal{C} = \frac{1}{2} \quad (\text{per i sistemi intubati})$$

$$\mathcal{C} = \frac{1}{\sqrt{2}} \quad (\text{per i sistemi liberi}).$$

In generale, il consumo specifico *effettivo* q_e è dato da

$$q_e = \frac{0,00118}{\eta_g} \sqrt{\sigma}$$

$$q_e = \frac{0,00168}{\eta_g} \sqrt{\sigma}$$

Il consumo specifico *convenzionale* q_c per $\eta_g = \frac{1}{3}$ sarà:

$$q_c = 0,00354 \sqrt{\sigma}$$

$$q_c = 0,00504 \sqrt{\sigma}$$

In generale si può scrivere:

$$q = k \sqrt{\sigma}$$

ove k è un coefficiente (non adimensionale) che tiene conto del rendimento globale del sistema motore-operatore riferito all'energia chimica del combustibile, della quota e della configurazione del sistema (libero o intubato).

Definiamo *fattore di bontà ideale o convenzionale di un sistema motore sostenatore* il rapporto tra il consumo specifico ideale o convenzionale ed il consumo specifico effettivo e li indichiamo rispettivamente con

$$f_i = \frac{q_i}{q_e} \quad \text{e} \quad f_c = \frac{q_c}{q_e}$$

Il fattore di bontà dà una misura dell'energia chimica del combustibile che rispetto a quella ideale minima o a quella convenzionale (fissata come elemento pratico di paragone) viene utilizzata ai fini della sustentazione.

Nella fig. 12 sono portate in funzione di σ le espressioni di q_i e di q_c .

Ma complessivamente, la valutazione della bontà di un sistema, agli effetti del consumo spe-

cifico in hovering, come detto all'inizio, deve essere basata sui valori del consumo specifico orario effettivo q_e .

Il consumo orario effettivo di combustibile si determina in base alla potenza Π od alla spinta primaria P del sistema di poten-

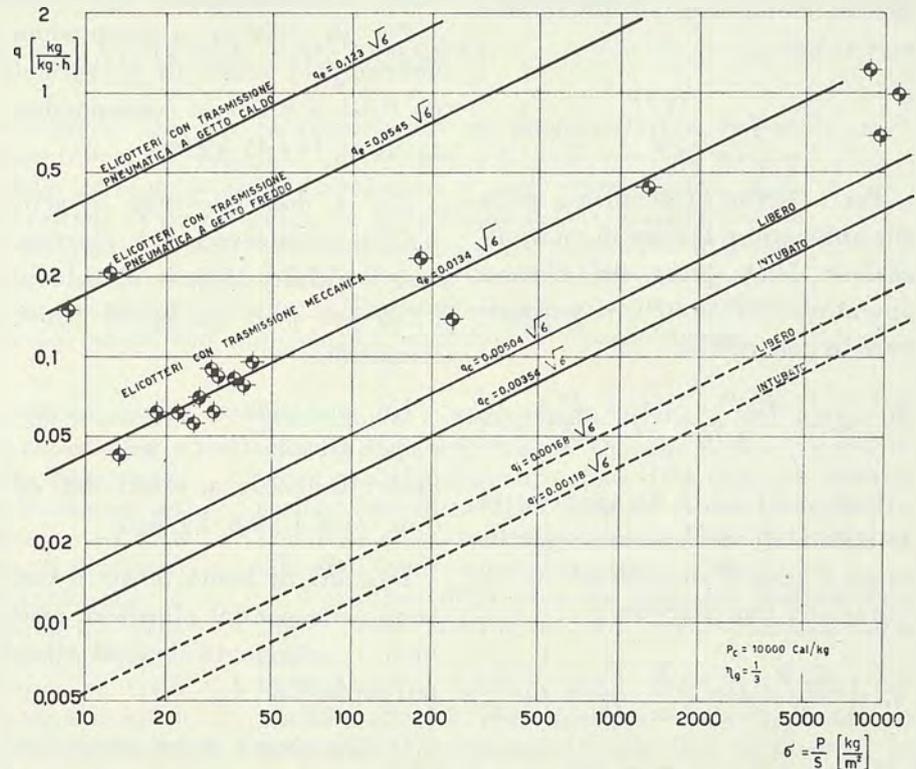


Fig. 12 - Espressioni di q_i e di q_c per i sistemi motore-operatore in hovering. Valori di q_e per alcuni velivoli VTOL ed elicotteri in hovering.

TABELLA I - Valori medi di f_i ed f_c per gli elicotteri (V. fig. 12).

| Elicotteri | f_i [0] | f_c [0] |
|--------------------------------|----------------------------------|----------------------------------|
| A getto caldo | $\frac{0,00168}{0,123} = 0,014$ | $\frac{0,00504}{0,123} = 0,041$ |
| A getto freddo | $\frac{0,00168}{0,0545} = 0,031$ | $\frac{0,00504}{0,0545} = 0,092$ |
| Con trasmissione meccanica . . | $\frac{0,00168}{0,0134} = 0,125$ | $\frac{0,00504}{0,0134} = 0,376$ |

TABELLA II - Valori di q_i , q_c , q_e , f_i ed f_c per alcuni velivoli (V. fig. 12).

| Velivoli | q_i [kg/kg·h] | q_c [kg/kg·h] | q_e [kg/kg·h] | f_i [0] | f_c [0] |
|-------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------|--------------|
| X - 19 | 0,023 | 0,068 | 0,230 | 0,093 | 0,295 |
| XC - 142 A | 0,026 | 0,079 | 0,140 | 0,188 | 0,565 |
| XV - 5 A | 0,042 | 0,126 | 0,430 | 0,097 | 0,293 |
| FIAT G 95/4 | 0,110 | 0,330 | 1,200 | 0,092 | 0,275 |
| P 1127 | 0,115 | 0,345 | 0,660 | 0,174 | 0,522 |
| VAK 191 | 0,123 | 0,370 | 0,960 | 0,125 | 0,375 |

za, ed ai relativi consumi orari specifici C_s (riferiti rispettivamente a H ed a P). Detti consumi vanno divisi per il peso Q effettivo del velivolo, per avere q_e . Per i sistemi di potenza ad albero motore si ha:

$$q_e = \frac{C_s H}{Q}$$

Per i sistemi di potenza a getto che abbiano un fattore di moltiplicazione della spinta del sistema operatore α ($P_o = \alpha P$), si può scrivere in generale:

$$q_e = \frac{C_s P}{Q} = C_s \frac{1}{\alpha} \frac{P_o}{Q}$$

Indicando con β il rapporto tra la spinta P_o del sistema operatore ed il peso Q del velivolo ($P_o = \beta Q$), si può scrivere

$$q_e = \frac{C_s P}{Q} = C_s \frac{1}{\alpha} \frac{P_o}{Q} = C_s \frac{\beta}{\alpha}$$

Nel diagramma di fig. 12 abbiamo riportato i valori di q_e di alcuni velivoli VTOL e di alcuni elicotteri di vario tipo, ricavati da dati ed informazioni comparse nella letteratura tecnica. I dati principali sono riassunti nella Tab. I e nella Tab. II.

I valori di q_e (riferiti al peso Q dell'aerodina) riguardano 6 velivoli (due ad eliche libere, uno con ventole alari, uno con jet lift, uno con motore avente ugelli orientabili ed uno con jet lift e motore ad ugelli orientabili) e 13 elicotteri (di cui 2 con trasmissione pneumatica a getto freddo, ed 11 con trasmissione meccanica). Inoltre è segnata una retta che rappresenta l'andamento di q_e per elicotteri a getto caldo.

Per i velivoli considerati risulta dal diagramma il valore di q_e , che va da 0,14 a 1,2 kg/kg in un campo di $\sigma = 180 \div 11.000$ kg/m².

I fattori di bontà ideale e convenzionale sono compresi, rispettivamente, nei limiti seguenti: $f_i = 0,092 \div 0,188$ e $f_e = 0,275 \div 0,565$.

Per gli elicotteri a trasmissione meccanica i valori di q_e variano da 0,045 a 0,100 in corrispondenza di $\sigma = 14 \div 45$ kg/m².

Per i due elicotteri a getto freddo, considerati nel diagramma, il valore di q_e è di $0,150 \div 0,206$ per $\sigma = 8 \div 12$ kg/m² rispettivamente.

Un particolare valore assume q_e per gli elicotteri a getto caldo; infatti esso sale a valori dell'ordine di $0,4 \div 0,8$ kg/kg.

I fattori di bontà ideale e convenzionale per gli elicotteri, assumono mediamente i valori riportati nella Tab. I.

Il diagramma mette in evidenza che negli elicotteri a getto freddo, quali il Djinn ed il FIAT 7002 (sperimentale), la semplicità della trasmissione pneumatica rispetto a quella meccanica si paga con un maggiore consumo specifico orario (che può essere superiore al triplo) (fattore di bontà relativo a quello degli elicotteri con trasmissione meccanica 0,25~).

Gli elicotteri a getto caldo hanno un consumo estremamente elevato: dell'ordine di $0,5 \div 1$ kg/kg con fattore di bontà convenzionale molto basso ($\sim 0,05$) (fattore di bontà relativo a quello degli elicotteri con trasmissione meccanica 0,1~). Comunque gli esempi ed i dati in questo speciale campo sono scarsi ed incerti, ma si può affermare che questa speciale configurazione del sistema di potenza e di sustentazione va applicata a casi specialissimi.

Il fattore di bontà degli elicotteri a trasmissione meccanica è dello stesso ordine di grandezza di quello dei velivoli VTOL.

In questi ultimi emerge il fatto che la scelta del sistema è connessa più che con il valore del fattore di bontà, con il valore effettivo di q_e . Questo infatti è determinante in funzione della missione a cui il velivolo è destinato.

Ma i valori dei fattori di bontà, come noi li abbiamo definiti, sono di basilare importanza per valutare lo stato di avanzamento delle attuali realizzazioni ed i margini di guadagno che sono possibili e che vanno analizzati e studiati come indici del progresso della tecnologia e del progetto.

Le considerazioni precedenti sono utili per condurre un'analisi critica dei vari sistemi e permettono di concludere che grandi progressi sono possibili nel campo dei sistemi VTOL.

L'avvenire condurrà certamente ad una riduzione notevole nel valore di q_e specie per i velivoli VTOL.

Secondo qualche Autore sarà possibile un grande progresso mediante una integrazione completa dei sistemi motore e sustentatore consistente nel ripartire i gas di scarico dei motori sull'ala.

È prematuro fare delle previsioni, ma è certo che molte vie e molte soluzioni si schiuderanno nei prossimi anni e c'è da aspettarsi notevoli progressi in questo importante settore della tecnologia aeronautica.

Determinazione sperimentale del modulo elastico di funi per trasmissioni di comando dei velivoli.

(con E. ANTONA e P. MASSA)

Sono riportati e discussi i risultati di una ricerca sperimentale sul modulo elastico di funi di acciaio impiegate nelle trasmissioni di comando dei velivoli ⁽¹⁾. Tali risultati trovano applicazione sia nel calcolo della cedevolezza delle trasmissioni e degli sforzi indotti, nella struttura e nelle funi, dalle variazioni di temperatura, sia nello studio delle vibrazioni e della risposta dinamica di sistemi incorporanti funi. I risultati sperimentali presentano una forte dispersione e dimostrano che il modulo elastico delle funi varia sensibilmente col livello di carico e si discosta dai valori che si ottengono dalla teoria elementare e, per qualche fune, anche da quelli che si deducono dai valori dell'allungamento ammessi da Norme vigenti.

Le funi usate nelle trasmissioni di comando delle superfici di governo dei velivoli sono costituite da sottili fili tondi in acciaio ad alta resistenza. Più fili, avvolti elicoidalmente costituiscono un trefolo; più trefoli, avvolti elicoidalmente su una anima centrale, costituiscono una fune. Il diametro nominale della fune è quello del cerchio che la circonda, mentre la sua sezione metallica è definita dalla somma delle sezioni dei fili costituenti.

Nelle funi « ad anima tessile » l'anima centrale su cui si avvolgono i trefoli è di canapa o iuta; nelle funi « preformate » tale anima è costituita da un trefolo. Le funi preformate hanno inoltre la particolarità che i fili ed i trefoli sono preventivamente deformati, conformemente alla curvatura che dovranno assumere nella fune, in modo che tagliando la fune, essi non hanno tendenza a svolgersi.

Nelle funi ad anima tessile i terminali sono solitamente realizzati con impalmature e redance. La fune viene adagiata nella gola della redancia; dopo il giro sulla stessa i fili di ritorno vengono intrecciati per una opportuna lunghezza [4] con quelli di andata.

Le funi di tipo preformato impiegano terminali metallici di varia forma a seconda degli scopi. Essi hanno un gambo di lunghezza opportuna [4] provvisto di una cavità cilindrica, di diametro nominale uguale a quello della fune e nella quale viene infilata la parte terminale della fune stessa. Con un'apposita macchina si ricalca il gambo sulla fune ottenendo una unione per forzamento.

Le principali caratteristiche delle funi usate nelle prove sono riassunte in Tab. I.

Apposite Norme [2], [3] e [6] prescrivono varie prove di accettazione per le funi preformate.

In particolare, la Recommendation AICMA n. 3310 [3] prescrive prove di allungamento. Essa indica per ogni fune i due valori di accettazione fra i quali deve essere compreso l'allungamento

percentuale convenzionale al 60 % del carico di rottura della fune stessa. Dai due limiti di accettazione dell'allungamento sono stati ricavati, nota la sezione metallica della fune ed i carichi applicati, i moduli elastici corrispondenti. I risultati relativi alle funi usate sono riportati in Tab. II.

I risultati della presente indagine sperimentale sono anche confrontati con quelli dedotti dalla teoria.

In Tab. II, a tal fine, sono riportati i valori del modulo elastico che risultano dalla applicazione della teoria elementare [1] alle funi in prova.

Per la fune ad anima tessile è riportato un solo valore, determinato in base all'unico angolo di avvolgimento indicato dalle Norme vigenti (cfr. Tab. I); per ciascuna fune preformata sono invece riportati due valori estremi, calcolati in base ai limiti massimi e minimi degli angoli di avvolgimento ammessi dalle Norme.

Le prove sono state condotte in modo da ottenere la curva delle tensioni in funzione degli allungamenti di ciascun provino.

I risultati sperimentali di cui si riferisce riguardano esclusivamente rilievi effettuati durante le fasi di aumento degli allungamenti (e delle tensioni), e sono stati elaborati in modo da ricavare per ogni tipo di fune una curva media aritmetica della tensione in funzione dell'allungamento. Da tali curve si è poi ricavata la curva del modulo elastico tangente in funzione della tensione.

I carichi sono stati applicati mediante una macchina a deformazione imposta e la durata della sosta a ciascun livello di carico è dell'ordine di un secondo.

Le prove sono state eseguite su provini provvisti di terminali ed aventi lunghezze misurate tra i terminali di ~ 800 mm (Fig. 1). È possibile pertanto misurare gli allungamenti sia tra terminale e terminale, che sul tratto centrale di 500 mm di fune.

Su ciascun provino si sono effettuate le misurazioni seguenti:

— lunghezza iniziale della base di lettura degli allungamenti,

(1) Lavoro svolto presso l'Istituto di Progetto di Aeromobili del Politecnico di Torino, con il contributo finanziario della Commissione Nazionale per la Ricerca Industriale del C.N.R. e della Società FIAT.

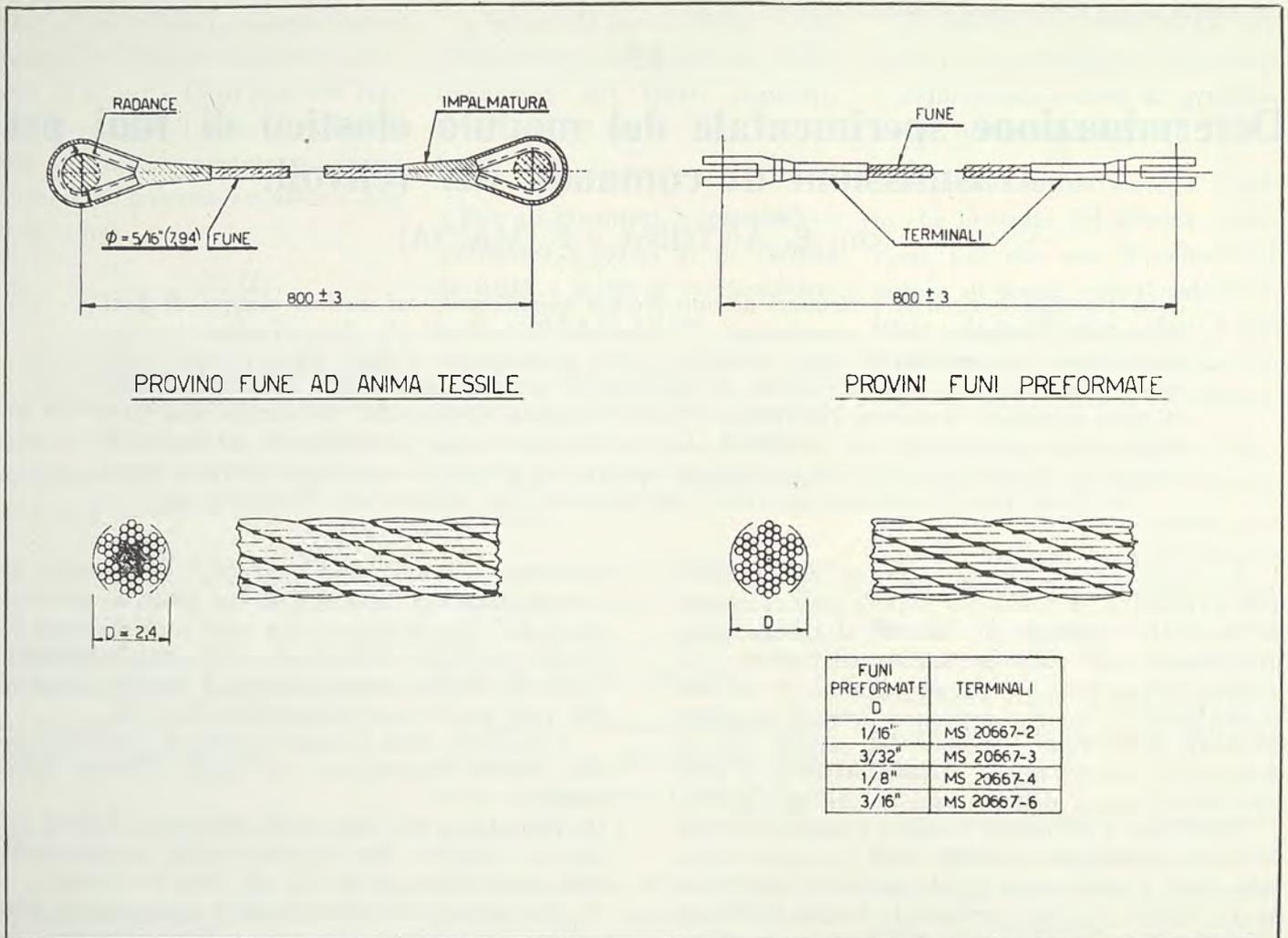


Fig. 1.

— sforzo, mediante un dinamometro a strain-gauges,

— lettura degli allungamenti sulla base $l = 500$ mm (senza terminali) o $l = \sim 800$ mm (compresi i terminali).

Sono stati provati complessivamente 96 provini raggruppati nel modo seguente:

| Funi | D | Gruppo | Base di lettura | Numero dei provini |
|--------------------|---------|--------|------------------------|--------------------|
| AD ANIMA TESSILE | 2,40 mm | 1 | 500 mm senza terminali | 16 |
| | | 2 | 805 mm con terminali | 3 |
| DI TIPO PREFORMATO | 1/16" | 3 | 500 mm senza terminali | 20 |
| | 3/32" | 4 | 800 mm con terminali | 3 |
| | | 5 | 500 mm senza terminali | 16 |
| | 1/8" | 6 | 500 mm senza terminali | 20 |
| | 3/16" | 7 | 800 mm con terminali | 18 |

Ciascun provino è stato preventivamente portato al 50 % del valore minimo di accettazione della tensione di rottura σ_r e quindi completamente scaricato.

Le letture degli allungamenti e dei corrispondenti carichi sono state fatte aumentando via via la deformazione imposta dal valore zero a quello cui corrisponde il 75 % del valore minimo di accettazione della tensione di rottura σ_r .

Per ogni provino è stata tracciata per punti la curva della tensione specifica σ in funzione dell'allungamento unitario ϵ . Ogni punto è stato determinato in corrispondenza di una sosta nella applicazione dei carichi.

A causa della dispersione dei risultati sperimentali, per ciascun gruppo di provini è stato calcolato a molti livelli di carico il valore medio del modulo elastico tangente $E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon}$ sulla base di una curva $\sigma = \sigma(\epsilon)$ media fra quelle rilevate.

Esempi dei risultati di queste elaborazioni sono riportati nelle figure 2, 3, 4, 5, nelle quali sono tracciate per quattro fra i gruppi di provini considerati, le curve dei valori sperimentali medi $\sigma = \sigma(\epsilon)$ e di $E = E(\sigma)$.

Su ciascuna delle figure citate sono riportati anche i valori dedotti sia dalla teoria elementare,

TABELLA I.

Principali caratteristiche delle funi usate nelle prove.

| Funi | D | Diametro del filo [mm] | Composizione | Sezione metallica [mm ²] | Minimi di accettazione | | Fili | | Trefoli | |
|--------------------|---------|------------------------|--------------|--------------------------------------|------------------------|---|-----------------------------------|-----------------------------------|-----------------|------------------------|
| | | | | | Carico di rottura [kg] | Tensione di rottura [kg/mm ²] | Numero | Angoli di avvolgimento | Numero | Angoli di avvolgimento |
| AD ANIMA TESSILE | 2,40 mm | 0,20 | 6 × 12 | 2,26 | 368 | 163 | 3 9 | 0° 13°15' | 6 | 14°40' |
| DI TIPO PREFORMATO | 1/16'' | 0,15 | 7 × 7 | 0,86 | 220 | 256 | 1 6 | 0° 11°45' | 1 6 | 0° 14°40' ÷ 19°15' |
| | 3/32'' | 0,25 | 7 × 7 | 2,40 | 420 | 175 | 1 6 | 0° 11°45' | 1 6 | 0° 14°40' ÷ 19°15' |
| | 1/8'' | 0,20 | 7 × 19 | 4,17 | 910 | 218 | 1 | 0° | 1 | 0° |
| | | | | | | | 6 12 | 9°35' ÷ 12°25' 11°15' ÷ 14°45' | 6 | 14°40' ÷ 19°15' |
| 3/16'' | 0,32 | 7 × 19 | 10,70 | 1.900 | 178 | 1 | 0° | 1 | 0° | |
| | | | | | | 6 12 | 9°35' ÷ 12°25' 11°15' ÷ 14°45' | 6 | 14°40' ÷ 19°15' | |

N.B. - Le funi usate sono in acciaio al carbonio.

TABELLA II.

Confronto fra i valori sperimentali del modulo elastico tangente e quelli dedotti dalla teoria elementare e dai valori di accettazione dell'allungamento secondo la « Recom. A.I.C.M.A. N° 3310 ».

| Funi | D | Composizione | Dalla teoria elementare [kg/mm ²] | Dai valori di accettazione dell'allungamento secondo RECOM AICMA N. 3310 [kg/mm ²] | Base di lettura | | Valori medi sperimentali [kg/mm ²] |
|--------------------|---------|--------------|---|--|-----------------|--------------------|--|
| | | | | | lunghezza [mm] | Terminali compresi | |
| AD ANIMA TESSILE | 2,40 mm | 6 × 12 | 17.500 | — | 805 | sì | 14.600 |
| | | | | | 500 | no | 16.800 |
| DI TIPO PREFORMATO | 1/16'' | 7 × 7 | 17.180 ÷ 18.270 | — | 500 | no | 23.000 |
| | 3/32'' | 7 × 7 | 17.180 ÷ 18.270 | 13.100 ÷ 17.500 | 800 | sì | 20.800 |
| | | | | | 500 | no | 19.400 |
| | 1/8'' | 7 × 19 | 16.440 ÷ 18.230 | 13.200 ÷ 17.600 | 500 | no | 14.800 |
| 800 | | | | | sì | 12.600 | |

N.B. - I valori sperimentali valgono approssimativamente dal 20% al 50% del valore minimo di accettazione della tensione di rottura. Le funi usate sono in acciaio al carbonio.

TABELLA III.

Dispersione degli allungamenti unitari (al 50% di σ_r) ricavati nelle prove.

| Funi | D | Base di lettura | | Numero provini | Tensione (0,5 σ_r) [kg/mm ²] | Allungamento unitario | | | |
|--------------------|---------|-----------------|--------------------|----------------|--|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------|
| | | lunghezza [mm] | terminali compresi | | | minimo [o] | medio aritmetico [o] | massimo [o] | dispersione [o] |
| AD ANIMA TESSILE | 2,40 mm | 500 | no | 16 | 81,5 | $3,78 \times 10^{-3}$ | $4,83 \times 10^{-3}$ | $5,50 \times 10^{-3}$ | 35% |
| | | 805 | sì | 3 | | $5,83 \times 10^{-3}$ | $6,40 \times 10^{-3}$ | $6,80 \times 10^{-3}$ | 15% |
| DI TIPO PREFORMATO | 1/16" | 500 | no | 20 | 128 | $5,25 \times 10^{-3}$ | $5,75 \times 10^{-3}$ | $6,7 \times 10^{-3}$ | 25% |
| | 3/32" | 500 | no | 16 | 87,5 | $3,14 \times 10^{-3}$ | $4,8 \times 10^{-3}$ | $5,3 \times 10^{-3}$ | 45% |
| | | 800 | sì | 3 | | $4,47 \times 10^{-3}$ | $4,7 \times 10^{-3}$ | $5,03 \times 10^{-3}$ | 17% |
| | 1/8" | 500 | no | 20 | 109 | 7×10^{-3} | $7,5 \times 10^{-3}$ | 8×10^{-3} | 13% |
| | 3/16" | 800 | sì | 18 | 89 | 7×10^{-3} | $7,35 \times 10^{-3}$ | $7,65 \times 10^{-3}$ | 9% |

N.B. - Le funi usate sono in acciaio al carbonio.

TABELLA IV.

Confronto fra i valori del modulo elastico tangente con base di lettura 500 mm senza terminali e ~ 800 mm con terminali ricavati nelle prove.

| Funi | D | Composizione | Valori medi sperimentali | | Differenza virtuale di lunghezza per ciascun terminale [mm] |
|--------------------|---------|--------------|---|---|---|
| | | | Base 500 mm senza terminali [kg/mm ²] | Base 800 mm con terminali [kg/mm ²] | |
| AD ANIMA TESSILE | 2,40 mm | 6 x 12 | 16.800 | 14.600 | + 60 |
| DI TIPO PREFORMATO | 3/32" | 7 x 7 | 19.400 | 20.800 | - 30 |

N.B. - I valori del modulo elastico valgono approssimativamente fra il 20% ed il 50% del valore minimo di accettazione della tensione di rottura.

Le funi usate sono in acciaio al carbonio.

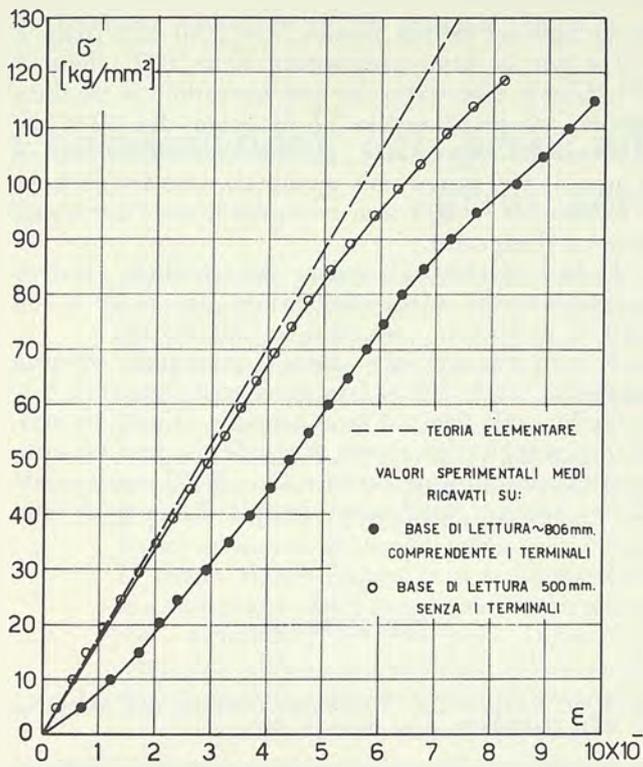
sia dai valori dell'allungamento ammessi dalle Norme [3].

Giova ricordare che i risultati cui si fa riferimento riguardano esclusivamente rilievi effettuati durante le fasi di aumento degli allungamenti (e delle tensioni).

Le curve sperimentali della tensione specifica in funzione dell'allungamento unitario ϵ , ricavate

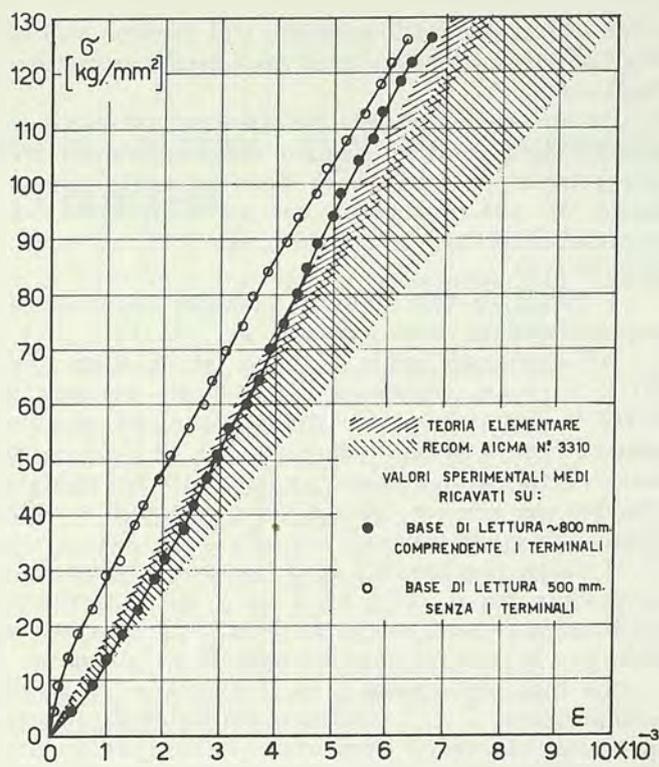
su più provini della stessa fune, presentano una grande dispersione, come si rileva dalla Tab. III, dove sono riportati i valori minimi, medi aritmetici e massimi degli allungamenti unitari delle funi usate, al 50 % del valore minimo di accettazione di σ_r .

Nell'ultima colonna della stessa tabella sono inoltre indicate le relative dispersioni, valutate



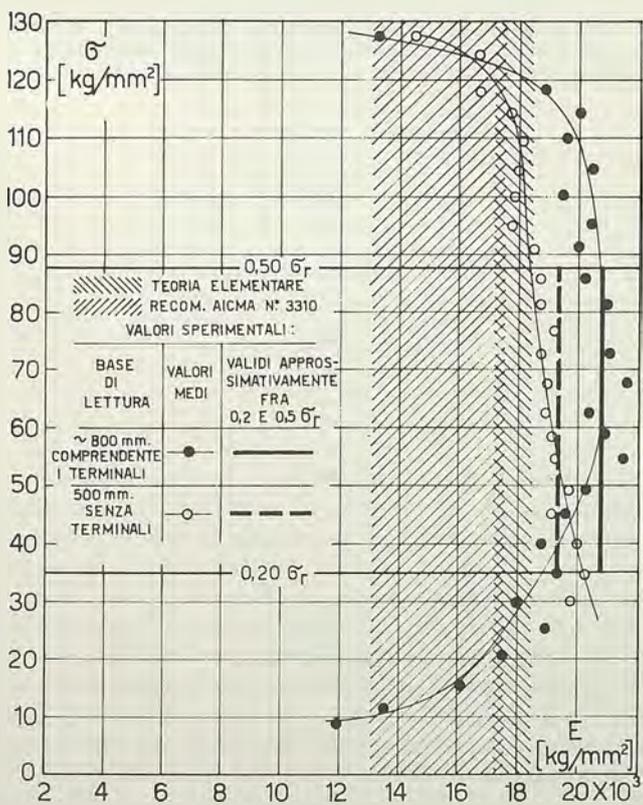
FUNE AD ANIMA TESSILE D=2.40 mm.

Fig. 2.



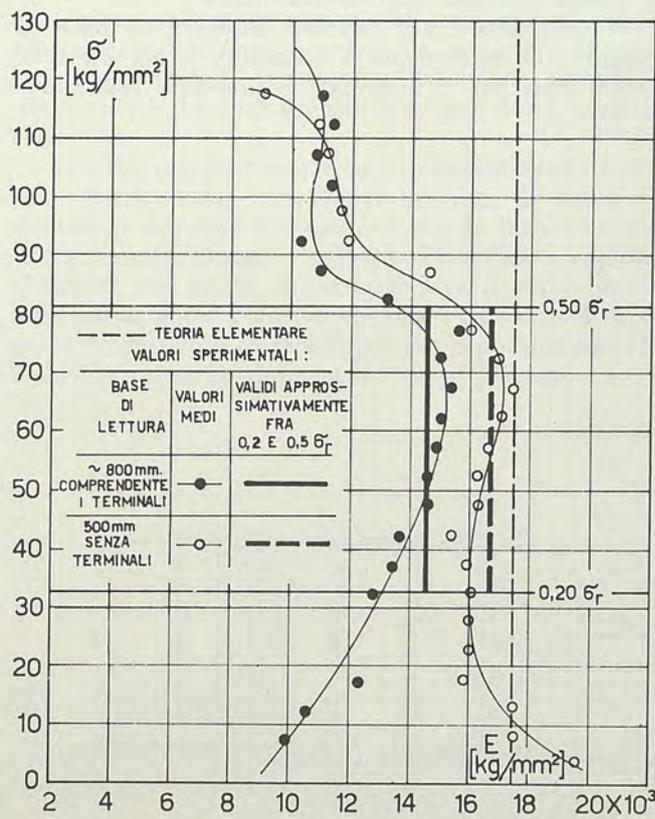
FUNE DI TIPO PREFORMATO D=3/32"

Fig. 3.



FUNE DI TIPO PREFORMATO D=3/32"

Fig. 4.



FUNE AD ANIMA TESSILE D=2.40 mm.

Fig. 5.

come differenza fra il massimo e il minimo valore degli allungamenti riferita al valor medio aritmetico degli stessi.

Da un esame globale dei risultati ottenuti, si rileva che il modulo elastico tangente medio fra più provini di una stessa fune presenta grosso modo un valore costante in un campo che va approssimativamente dal 20 % al 50 % di σ_r (v. figg. 4 e 5).

I valori di tale modulo, valevoli tra i limiti sopra ricordati, sono riportati in Tab. II.

All'aumentare della tensione al di sopra del 50 % di σ_r si manifesta la tendenza, comune a tutte le funi usate, alla diminuzione del modulo stesso. Per tensioni al di sotto del 20 % di σ_r si nota viceversa un andamento irregolare del modulo elastico che assume valori a volte maggiori, a volte minori di quelli valevoli fra tali due limiti.

I valori sperimentali medi valevoli approssimativamente fra il 20 % ed il 50 % di σ_r risultano in discreto accordo con quelli della teoria elementare solo per le funi ad anima tessile $D = 2,40$ mm.

Le funi preformate $D = 1/16''$ e $D = 3/32''$, di composizione 7×7 , risultano più rigide di quanto previsto dalla teoria elementare. Le funi preformate $D = 1/8''$ e $D = 3/16''$, di composizione 7×19 , risultano invece più deformabili.

I moduli elastici deducibili dai valori di accettazione dell'allungamento, ammessi da [3] si dimostrano in buon accordo con i risultati sperimentali per le funi preformate $D = 1/8''$ e $D = 1/16''$ di composizione 7×19 , mentre per la fune $D = 3/32''$, di composizione 7×7 , indicano minore rigidità di quella rilevata sperimentalmente.

Il confronto fra i risultati ottenuti su base di lettura 500 mm senza i terminali e su base di ~ 800 mm con i terminali è possibile solamente

per la fune ad anima tessile $D = 2,40$ mm (figg. 2 e 4) e per la fune preformata $D = 3/32''$ (figg. 3 e 5). Giova osservare che per entrambe il modulo elastico tangente medio al di sotto del 20 % di σ_r , tende ad aumentare, se valutato sulla base di lettura di 500 mm senza terminali, mentre su base di lettura di ~ 800 mm comprendente i terminali tende a diminuire.

I dati relativi al valore del modulo elastico tangente medio validi nel campo fra il 20 % ed il 50 % di σ_r sono riportati in tabella IV.

Si può rilevare che ciascun terminale, su una lunghezza totale di 800 mm, terminali compresi, corrisponde, nelle funi ad anima tessile $D = 2,40$ mm, ad una maggior lunghezza virtuale di circa 60 mm, mentre nelle funi preformate $D = 3/32''$ corrisponde ad una minore lunghezza virtuale di circa 30 mm.

BIBLIOGRAFIA

- [1] A. A. CAPOCACCIA, *Meccanica Applicata alle Macchine*, Vol. II, Ed. Rodolfo Malfasi, Milano.
- [2] MIL-W-1511A, *Wire rope, steel (carbon) flexible, preformed*, « Military specification », 29th April 1959.
- [3] A.I.C.M.A., *Cables Metalliques souples pour commandes d'Aéronefs*, « Specification Technique », Recommandation n. 3310, Octobre 1962.
- [4] G. GABRIELLI, *Lezioni sulla scienza del progetto degli aeromobili*, Vol. II, Ed. Levrotto e Bella, Torino, 1962.
- [5] F. S. GRANT, *Statistical Quality Control*, Ed. McGraw-Hill Book Co.
- [6] MIL-C-5424 A, *Cable: steel (corrosion-resisting), flexible, preformed (for aeronautical use)*, « Military specification », 21st June 1963.

Considerazioni sul peso minimo di alcuni tipi di pannelli piani nervati compressi.

Nella fase di progetto preliminare di un velivolo è di particolare interesse la valutazione del peso minimo delle strutture. Fra queste sono da citare alcuni fasciami resistenti dei cassoni alari, che possono essere considerati come pannelli piani compressi irrigiditi con correnti rivettati, opportunamente vincolati ai bordi. Partendo dai risultati di una serie di prove di compressione al carico di cedimento condotte dalla NACA su un grande numero di pannelli piani irrigiditi in due differenti leghe di alluminio aventi differenti forme di sezione, l'Autore ricava le curve inviluppo della tensione massima di cedimento in funzione dell'indice di carico strutturale e ne dà le espressioni analitiche ed i rispettivi campi di validità. Esprime quindi il peso minimo riferito alla superficie dei pannelli, in funzione dell'indice di carico e del flusso di carico di compressione per i due materiali considerati, e l'indice del peso relativo. L'Autore ricava inoltre le espressioni dello spessore relativo medio del pannello riferito alla sua lunghezza, della lunghezza massima in funzione dell'indice di carico e del flusso di carico per i pannelli di minimo peso. Infine l'Autore dà alcuni valori pratici, relativi ai pannelli compressi all'incastro delle ali su un certo numero di velivoli, dell'indice di carico, del flusso di carico, dello spessore medio del pannello relativo alla sua lunghezza e del passo dei correnti relativo allo spessore della lamiera.

Simboli.

| | |
|---------------------------------|--|
| l | = altezza del pannello |
| b | = larghezza del pannello |
| t_s | = spessore della lamiera del pannello |
| $s = \frac{A}{b}$ | = spessore medio della sezione trasversale del pannello |
| p | = passo degli irrigidimenti dei pannelli |
| A | = area della sezione del pannello |
| P | = carico di cedimento del pannello |
| Q | = peso del pannello |
| $q = \frac{P}{b}$ | = flusso di carico a compressione del pannello |
| σ_{\max}^* | = tensione di cedimento del pannello dalla curva inviluppo dei massimi |
| σ_r^* | = tensione di rottura a trazione del materiale ricavata dalla provetta |
| q/l | = indice di carico strutturale del pannello al carico di cedimento |
| E | = modulo elastico lineare del materiale |
| $\sigma_{0,7E}; \sigma_{0,85E}$ | = valori delle tensioni corrispondenti alle intersezioni della curva tensioni-allungamenti unitari (σ, ϵ) con le semirette uscenti dall'origine con pendenze uguali rispettivamente a $0,7 E$ e $0,85 E$ |
| γ | = peso specifico del materiale del pannello |

È noto che gli irrigidimenti dei fasciami dei cassoni alari del tipo denominato a guscio sottile o semimonocoque erano costituiti da pochi correnti interrotti sulle centine.

Nei moderni velivoli, in conseguenza dell'aumento dei carichi sollecitanti dovuti al maggior peso e velocità ed agli elevati carichi alari, si è resa necessaria, sia per impedire la formazione di ingobbamenti sotto carico, specie sulle superfici del dorso, che per ottenere una maggiore utilizzazione del materiale, l'adozione di correnti di irrigidimento continui e più ravvicinati.

In tal modo si è passati dalle strutture alari semimonocoque a quelle monocoque nelle quali il fasciame, soprattutto quello del dorso, si comporta

come un pannello irrigidito longitudinalmente e vincolato trasversalmente in corrispondenza delle centine alari e lateralmente sui longaroni.

Esso può essere considerato come se fosse composto di tanti pannelli contigui vincolati ai bordi ed assoggettati a compressione, taglio ed a carichi normali alla superficie dovuti alle azioni aerodinamiche.

Questa schematizzazione ha suggerito di ricorrere a prove di compressione su pannelli rettangolari piani isolati variamente vincolati, anche se detti vincoli ben raramente corrispondono a quelli reali.

Infatti, per riprodurre le condizioni reali di vincolo occorrerebbe operare su tronchi di ala o su modelli strutturali dei cassoni, ma la loro realizzazione è molto lunga e costosa. Per questa ragione si ricorre alle prove su pannelli isolati come quello indicato in fig. 1, che forniscono nella fase di progetto di massima elementi per il proporzionamento e l'ottimizzazione delle strutture e possono essere

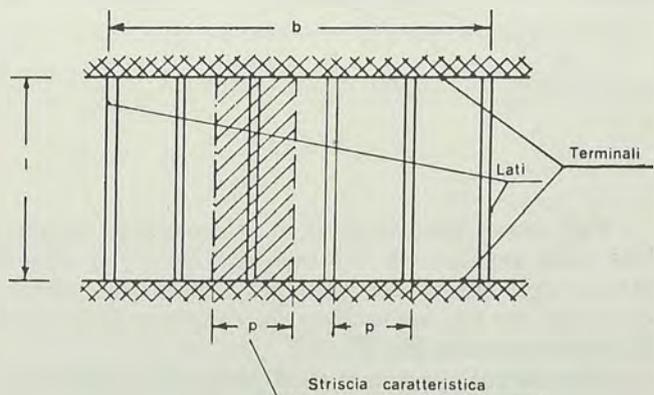


Fig. 1. — Schema di pannello composto a 6 montanti.

utilizzati con opportuni accorgimenti nel progetto dei fasciami nervati.

In questo campo sono di particolare interesse per la loro estensione per la metodologia adottata i risultati pubblicati dalla NACA dal 1944 al 1953.

Si tratta di prove di compressione al carico di cedimento condotte su 2296 differenti pannelli piani rettangolari del tipo composto, cioè con montanti rivettati alla lamiera in lega di alluminio.

I pannelli hanno 6 montanti di cui 2 terminali, vincolati in modo identico e provati allo stesso modo.

In una recente memoria pubblicata in collaborazione con P. M. Massa e V. Sacchi (bibl. [3]) abbiamo elaborato le esperienze suddette raggruppate in 6 differenti tipi di pannelli e presentato i risultati in una forma unitaria che rende facile il loro esame comparativo e permette, attraverso l'adozione di un appropriato indice di carico strutturale, l'immediata utilizzazione dei risultati stessi per il dimensionamento dei pannelli che soddisfano ai dati di progetto.

Si tratta di 541 differenti forme di sezione, delle quali 33 sono state realizzate in due differenti materiali (24 S-T e 75 S-T).

Poiché per ogni sezione sono stati costruiti 4 pannelli di differenti lunghezze, si hanno in tutto 2296 pannelli differenti.

I risultati sono riportati in 162 diagrammi comprendenti 574 curve aventi per ordinata la tensione di cedimento σ^* e per ascissa l'indice di carico strutturale corrispondente $q/l = \frac{\sigma^* \cdot s}{l}$.

Partendo da tali elementi, abbiamo ricavato due curve inviluppo corrispondenti alle due differenti leghe di alluminio (24 S-T e 75 S-T) impiegate (fig. 2).

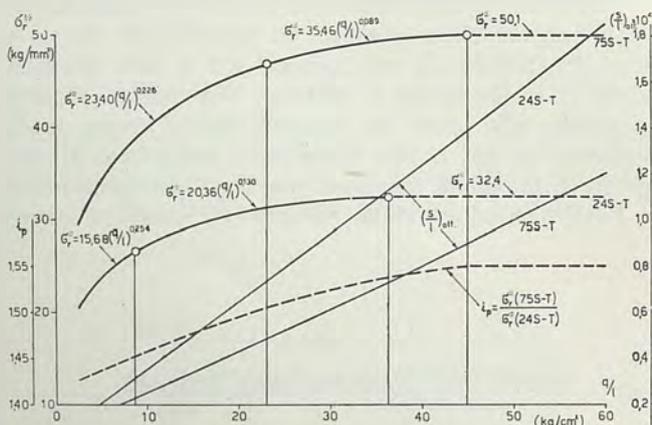


Fig. 2

Tali curve forniscono il massimo valore ottenibile nella tensione di cedimento e quindi il valore ottimo agli effetti del peso per i pannelli nervati composti dei tipi sopraddetti in funzione dell'indice di carico strutturale q/l .

La validità sperimentale di tali curve è limitata, come si vede dalle figure, a $q/l = 32$ e 45 , rispettivamente per i pannelli in 24 S-T e 75 S-T, ma è

lecito supporre che le tensioni massime di cedimento che sono da attendersi per valori di q/l maggiori di quelli sopraddetti si manterranno costanti e precisamente

$$\sigma_{r_{\max}}^* = 32,4 \text{ e } 50,1 \text{ kg/mm}^2.$$

L'andamento delle curve inviluppo suddette si può esprimere in generale con la seguente equazione

$$\sigma_{r_{\max}}^* = k (q/l)^n. \quad (1)$$

I valori di k ed n sono praticamente costanti in ognuno dei tre tratti in cui le curve sono state divise, come risulta dalla tabella I. Poiché tali curve valgono per le più differenti forme di sezione dei pannelli, si può ammettere che i valori di k ed n non dipendano dalla forma delle sezioni ma siano connessi solo con le grandezze fisiche che determinano il fenomeno di cedimento.

TABELLA I. — Valori dei coefficienti n e k nella equazione di σ_r^* e corrispondenti campi di validità di q/l .

| Materiale | q/l (kg/cm ²) | $\sigma_{r_{\max}}^* = k (q/l)^n$ (kg/mm ²) | n (°) | k |
|-----------|--------------------------------|--|------------|-------|
| 24 S - T | < 8,6 | 15,68 (q/l) ^{0,254} | 0,254 | 15,68 |
| | 8,6 + 36,2 | 20,36 (q/l) ^{0,130} | 0,130 | 20,36 |
| | > 36,2 | 32,40 | 0 | 32,40 |
| 75 S - T | < 23 | 23,40 (q/l) ^{0,226} | 0,226 | 23,40 |
| | 23 + 45 | 35,46 (q/l) ^{0,089} | 0,089 | 35,46 |
| | > 45 | 50,10 | 0 | 50,10 |

I fenomeni di cedimento che interessano nel nostro caso sono determinati, a parità di altre condizioni, dalle caratteristiche del materiale che, come è noto, possono essere riassunte nella curva delle tensioni (σ) in funzione degli allungamenti unitari (ϵ) relativi al materiale impiegato che sta alla base dei fenomeni di cedimento per instabilità globale o locale.

È noto che le curve (σ , ϵ) possono essere individuate dai valori di E , $\sigma_{0,7 E}$ e $\sigma_{0,85 E}$ e quindi si può affermare che in generale k ed n sono delle funzioni, incognite, di dette grandezze e di q/l .

Quanto sopra può essere meglio espresso se la (1) si scrive nella forma seguente

$$\sigma_{r_{\max}}^* = c E \left(\frac{q}{l E} \right)^n \quad (2)$$

ove si è posto:

$$c = k E^{n-1} \quad [0]$$

$q/l E$ è l'indice di carico strutturale in forma adimensionale [0]; c ed n sono quindi funzioni dei rapporti adimensionali seguenti

$$\frac{q}{l E}, \quad \frac{\sigma_{0,7 E}}{E}, \quad \frac{\sigma_{0,85 E}}{E}.$$

Dalla (2) si ha:

$$\frac{q/l}{\sigma_{r_{\max}}^*} = \left(\frac{s}{l}\right)_{\min} = \frac{1}{C(q/l E)^{n-1}}$$

la quale dà lo spessore del pannello ottimo relativo alla sua lunghezza in funzione di q/l (vedi fig. 2 - Tab. II).

Dalle considerazioni precedenti si può dedurre la espressione del peso del pannello ottimo e, cioè il suo peso minimo in funzione di q/l e q . Infatti l'area della sezione del pannello di minimo peso è

$$A_{\min} = \frac{P}{\sigma_{r_{\max}}^*}$$

e quindi il suo peso è dato da

$$Q_{\min} = \gamma \frac{P}{\sigma_{r_{\max}}^*} l = \gamma \frac{q}{\sigma_{r_{\max}}^*} bl = \gamma \frac{q}{k(q/l)^n} bl.$$

TABELLA II. — Valori minimi di $(s/l)_{\text{ott}}$ in funzione di q/l .

| q/l (kg/cm ²) | $(s/l)_{\text{ott}} \times 10^2$ | |
|--------------------------------|----------------------------------|----------|
| | 24 S - T | 75 S - T |
| 10 | 0,37 | 0,25 |
| 20 | 0,65 | 0,44 |
| 30 | 0,93 | 0,62 |
| 40 | 1,25 | 0,80 |
| 50 | 1,54 | 1,00 |
| 60 | 1,85 | 1,20 |

Il peso riferito alla superficie del pannello sarà perciò:

$$\left(\frac{Q}{bl}\right)_{\min} = \gamma \frac{q}{k(q/l)^n}.$$

Nelle figg. 3 e 4 sono tracciate le curve del peso unitario minimo dei pannelli in funzione di q/l per 4 differenti valori di q (500, 1000, 2000, 3000).

Come si vede, il peso unitario minimo a parità di q decresce con l'aumentare di q/l : esso si riduce fortemente ai bassi valori di q/l e lievemente a quelli più elevati (per esempio per q/l da 2,5 a 20 la riduzione è del 36 % ÷ 38 % e per q/l da 30 a 60 del 2,3 % ÷ 3,4 %).

Il rapporto tra i pesi minimi di pannelli in due differenti leghe di alluminio, delle stesse dimensioni b ed l e che cedono sotto lo stesso carico P (quindi aventi lo stesso flusso di carico q e lo stesso indice di carico strutturale q/l) è evidentemente dato dal reciproco delle rispettive tensioni massime di cedimento per ogni dato valore di q/l .

Esso viene denominato indice del peso del pannello relativo ad uno identico ma di altro materiale avente lo stesso peso specifico (vedi bibl. [1] e [2]).

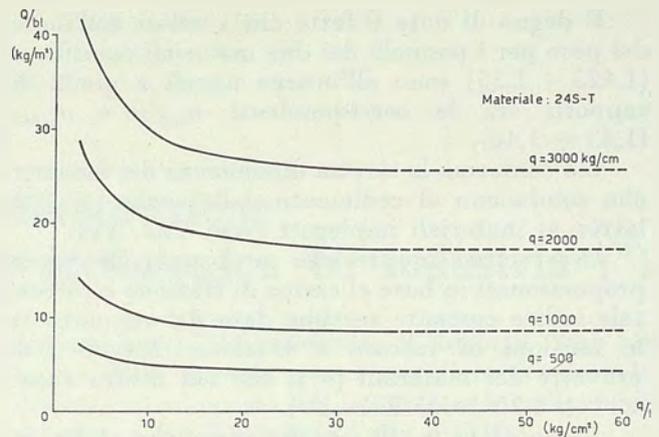


Fig. 3

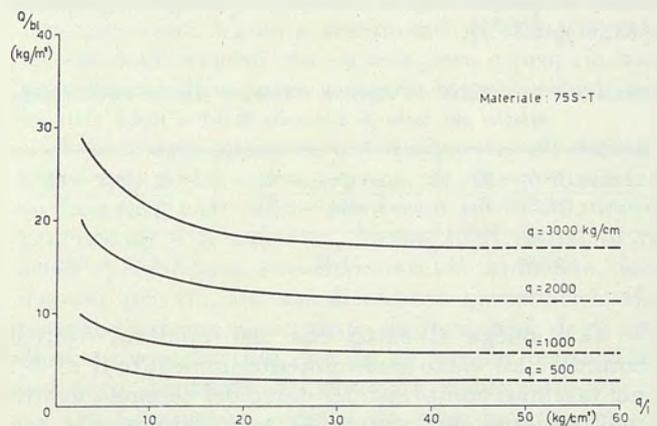


Fig. 4

L'indice del peso dei pannelli ottimi in 24 S-T rispetto a quelli in 75 S-T in funzione di q/l è rappresentato in fig. 2.

Come si vede, esso cresce da 1,425 per $q/l = 2,5$ a 1,55 per $q/l \geq 45$. Possiamo denominare « pannelli corti » quelli che raggiungono le tensioni massime delle curve involuppo che sono rispettivamente di 50,1 e 32,4 per 75 S-T e 24 S-T.

Ad ogni dato valore di q corrisponde un valore massimo della lunghezza $l = l_0$ del pannello che gli consente di essere definito « pannello corto » nel senso sopra dichiarato.

TABELLA III. — Lunghezze massime l_0 dei pannelli « corti » in funzione di q .

| Materiale | q (kg/cm) | l_0 (cm) | σ_r^* (kg/mm ²) |
|-----------|----------------|---------------|---------------------------------------|
| 24 S - T | 1000 | 28 | 32,4 |
| | 3000 | 84 | |
| 75 S - T | 1000 | 22 | 50,1 |
| | 3000 | 66 | |

Come si vede dalla Tab. III, il valore di l_0 passa da 28 a 84 cm e da 22 a 66 cm, rispettivamente per pannelli in 24 S-T e 75 S-T quando q passa da 1000 a 3000 kg/cm.

È degno di nota il fatto che i valori dell'indice del peso per i pannelli dei due materiali considerati ($1,425 \div 1,55$) sono all'incirca uguali a quelli dei rapporti tra le corrispondenti $\sigma_{0,7 E}$ e $\sigma_{0,85 E}$ ($1,43 \div 1,46$).

Ciò conferma la stretta dipendenza dei fenomeni che conducono al cedimento dalle curve (σ, ε) relative ai materiali impiegati (vedi Tab. IV).

Osserviamo inoltre che se i pannelli fossero proporzionati in base al carico di trazione a rottura, tale indice costante sarebbe dato dal rapporto tra le tensioni di rottura a trazione ricavate sulle provette dei materiali (σ^*), che nel nostro caso è $1,17 \div 1,20$ (vedi Tab. IV).

Come si vede, il maggior peso che si ha con l'impiego del 24 S-T in luogo del 75 S-T nei pannelli tesi, anche se notevole (17 %-20 %), è inferiore a quello che si ha con i pannelli compressi (42,5 %-55 %).

TABELLA IV. — Valori dei rapporti tra alcune tensioni caratteristiche relativi alle leghe di alluminio 24 S-T e 75 S-T.

| $\frac{\sigma_{0,7 E} (75 S - T)}{\sigma_{0,7 E} (24 S - T)}$ | $\frac{\sigma_{0,85 E} (75 S - T)}{\sigma_{0,85 E} (24 S - T)}$ | $\frac{\bar{\sigma}_t^* (75 S - T)}{\bar{\sigma}_t^* (24 S - T)}$ |
|---|---|---|
| 1,43 | 1,46 | 1,17 + 1,20 |

Ciò spiega il fatto che nei moderni velivoli commerciali viene generalmente impiegato il 75 S-T nei fasciami compressi del dorso del cassone, mentre nel fasciame del ventre — prevalentemente soggetto a trazione — si adotta il 24 S-T. Infatti il suo maggior peso rispetto a quello in 75 S-T è

percentualmente minore di quello dei pannelli compressi, ma esso è apparente in quanto il proporzionamento viene effettuato basandosi sulle esigenze della resistenza a fatica delle strutture che richiedono criteri diversi da quelli della resistenza a trazione del materiale.

A conclusione, riportiamo i dati seguenti relativi ai pannelli compressi all'incastro delle ali che abbiamo ricavato su un certo numero di moderni velivoli monopiani da caccia subsonici e da trasporto di tipi diversi, il cui peso totale va da 6 a 360 t:

$$q/l = 25 \div 65 \text{ kg/cm}^2 \quad (\text{a robustezza})$$

$$q = 1000 \div 3000 \text{ kg/cm} \quad (\text{a robustezza})$$

$$p t_s = 30 \div 70$$

$$s/l = 1/100 \div 2/100 .$$

BIBLIOGRAFIA

- [1] GABRIELLI G., *Indice del peso ed indice di bontà di alcuni montanti compressi aventi sezione con profili chiusi impiegati nelle costruzioni aeronautiche*, « Rivista di Ingegneria », n. 1, Gennaio 1961.
- [2] GABRIELLI G., *Lezioni sulla Scienza del Progetto degli Aeromobili*, Vol. 1, 2ª edizione, Levrotto & Bella, 1968.
- [3] GABRIELLI G., MASSA P. M., SACCHI V., *Sui risultati di una serie di prove di compressione al carico di cedimento su pannelli piani irrigiditi in leghe di alluminio e sulla loro utilizzazione nel progetto di strutture aeronautiche*, Congresso AIDA-AIR, Roma, 24 ottobre 1969, « Ingegneria », n. 1, gennaio 1970.

Rapporti di collaborazione tra enti di ricerca scientifica e tecnologica ed industria (*).

È opportuno in primo luogo chiarire il contenuto, il significato e l'estensione della parola « ricerca ».

Da numerose classificazioni della ricerca che sono state elaborate e proposte da varie parti ed indipendentemente da tali definizioni, sembra indispensabile stabilire una differenziazione della ricerca in due grandi campi:

- la ricerca libera;
- e la ricerca applicata od orientata.

La *ricerca libera* è lasciata e deve essere lasciata all'iniziativa dei singoli studiosi nell'ambito dell'organizzazione nella quale essi operano, organizzazione che nella maggior parte dei casi ha sede nelle Università.

La *ricerca orientata*, che va da quella basica a quella tecnologica ed industriale, è fondamentalmente distinta da quella libera per lo spirito con cui viene condotta, per i vincoli e l'ambiente nei quali si svolge, anche se essa ha in certi casi temi perfettamente identici a quelli compresi nella ricerca libera.

È qui mi permetto di affermare nel modo più esplicito che non esistono gerarchie fra i due tipi di ricerca, che devono rimanere perfettamente indipendenti.

Non riteniamo che sia possibile fare delle scelte su l'uno o l'altro tipo di ricerca, e siamo perfettamente convinti che esse vanno condotte *indipendentemente e parallelamente* perché a lungo andare non sarebbe immaginabile lo sviluppo in un campo senza l'esistenza del contemporaneo sviluppo nell'altro campo. Ecco perché, in seguito, tratterò separatamente i rapporti dell'Industria con la ricerca libera, ed i rapporti dell'Industria con la ricerca orientata.

Il problema dei rapporti tra Università e Industria interessa tutte le nazioni civili e industriali ed è avvertito, in misura maggiore o minore, in tutto il mondo.

Queste relazioni sono state inquadrare in modo differente nelle singole nazioni, ma si può dire che dappertutto esse costituiscono un problema che rimane tuttora aperto, cioè un problema che merita di essere seguito e curato. La ragione di questa generale insoddisfazione nei rapporti tra Scuola e Industria (o, se vogliamo, di questa incomprendimento che è alla base della insoddisfazione) ha delle motivazioni precise, che vanno messe chiaramente sul

tappeto per poter proseguire il discorso. Sino alla vigilia della seconda guerra mondiale Scuola e Industria camminavano per le loro strade indipendentemente e quasi estranee l'una all'altra.

Anche nelle nazioni più progredite tecnicamente e industrialmente, come gli Stati Uniti e la Germania, i rapporti reciproci erano impostati più su considerazioni legate a sentimenti di stima e conoscenza degli uomini che su una vera e propria base permanente di comune generale interesse degli ambienti.

L'industria attingeva dall'Università gli uomini, i laureati, gli ingegneri soprattutto, ma non mostrava interesse particolare per i suoi problemi, i suoi programmi e la sua vita. Erano sorti centri di ricerca specializzati sovvenzionati da industrie, fondazioni private, istituti di ricerca governativi, che traevano origine soprattutto dall'autorità degli studiosi universitari più che da un suggerimento o un indirizzo derivante da necessità industriali.

Tra i numerosi esempi da ricordare in questo settore, ne citerò due che riguardano il vostro Paese, limitatamente al campo aeronautico, con la preghiera di scusarmi se mi limito solo a questi esempi tralasciandone molti altri altrettanto importanti.

Si tratta di due Istituti Universitari che, nel campo delle scienze aeronautiche, sono stati come due immensi fari di luce che hanno scoperto e aiutato a scoprire le vie al prodigioso sviluppo della scienza aeronautica.

Il Laboratorio dell'Università di Gottinga ed il Laboratorio della Technische Hochschule di Aachen. Sono esempi storici del contributo e della potenza innovatrice della ricerca libera immortalati nei nomi di Ludwig Prandtl e di Theodor von Kármán e delle loro scuole.

Si trattava insomma di casi che non erano programmati in un quadro generale di collaborazione, eccetto quando gli indirizzi provenivano dalle Forze Armate.

Dobbiamo a questo punto dire che durante la seconda guerra mondiale un grande sforzo di cooperazione tra Università e Industria si è potuto concentrare, per le esigenze della guerra, in paesi come gli Stati Uniti, l'Inghilterra e la Germania ed in misura molto minore anche in altre nazioni europee. Il risultato di questo sforzo cooperativo ha accelerato i tempi di evoluzione del processo scientifico, della tecnologia e delle tecniche, intendendo per « tecnologia » la scienza dei metodi di produzione e per « tecniche » i metodi di produzione.

L'immenso sviluppo nella varietà delle tecniche e delle tecnologie, con nuovi prodotti, fonti nuove di energia, nuovi materiali, ecc. e con l'incremento

(*) Prolusione in occasione della Assemblea Generale della DFVLR - Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt. Bonn-Bad Godesberg 12-X-1970.

riguardano solo l'attività aerospaziale, ma tutte le attività connesse con la scienza avanzata e con le sue applicazioni.

L'attività aerospaziale ha un suo campo ben definito, ma si tenga presente che mai come in questo ultimo decennio è emersa in misura travolgente l'interdipendenza delle scienze e delle tecniche e quindi la responsabilità di scelte e di programmi, per dirigere le conseguenze delle applicazioni dello sviluppo della scienza e della tecnologia per il progresso dell'uomo inteso in senso globale.

È stato detto e ripetuto che non si tratta più di chiedere ciò che la tecnologia può dare, ma si tratta di chiedere *ciò che noi vogliamo che essa ci dia*. Tenendo presente questo postulato ne discende come sia necessario operare delle scelte nel campo tecnologico, e per farlo, occorre assegnare compiti e responsabilità agli organismi che sono preposti alla ricerca.

Quindi è necessario che pur lasciando come abbiamo detto fin dall'inizio, completamente libera la ricerca basica fondamentale che ha la sua sede naturale, ma non esclusiva, nelle università, la ricerca orientata venga coordinata e programmata.

Da ciò consegue l'utilità di riunire sotto una responsabilità unica le attività dei centri di ricerca controllati o finanziati dallo Stato, permettendo quindi il più ampio scambio di informazioni inter-

disciplinari, aiutando al massimo le specializzazioni ed aprendo nel modo più ampio i rapporti di collaborazione di detti Centri con le Industrie da un lato, con le Università dall'altro.

Prima di concludere, desidero chiarire bene un punto che mi pare di basilare importanza: ho parlato di coordinamento dei vari Centri di Ricerca sotto un unico indirizzo, ma affermo che ciò non deve in alcun modo significare una concentrazione fisica degli uomini e degli strumenti.

Coordinare e dirigere non deve significare concentrazione, ma utilizzazione delle forze esistenti e di quelle che affiorano e si rinnovano in ogni luogo, soprattutto per merito dell'uomo che è e sarà sempre il protagonista di ogni azione.

Dal canto suo, la responsabilità dell'Industria nel campo della ricerca si deve esplicare in due direzioni. Utilizzare per i suoi fini i mezzi e gli strumenti dei Centri di Ricerca organizzati al di fuori di essa Industria al massimo consentito dalle imprescindibili esigenze della segretezza, e collaborare con le Università tecniche mediante aiuti finanziari e la prestazione di docenti, allo scopo di svolgere presso le stesse Università corsi specializzati in tecnologie avanzate che non possono più entrare, come abbiamo detto, nei programmi universitari i quali debbono sempre più approfondire e sviluppare la preparazione basica degli studenti.

Atti dell'Accademia delle Scienze di Torino, vol. 105, 1970/71.
R.A.E. (Farnborough) transl. n. 1688, 1972.

16

Su una espressione del peso ideale delle fusoliere a guscio.

È ricavata una espressione del peso ideale delle fusoliere aventi la forma di un corpo di rivoluzione ad asse diritto al quale si possono assimilare le forme adottate nei moderni velivoli, specialmente quelli da trasporto passeggeri. Da tale espressione, che tiene conto dei carichi sollecitanti a robustezza e della loro distribuzione nonché della pressurizzazione nella cabina, viene dedotta una formula generale alla quale possono essere convenientemente ridotte, con l'adozione di opportuni coefficienti, le formule empiriche che danno il peso reale delle fusoliere in base a dati rilevati statisticamente.

In una precedente memoria ⁽¹⁾ abbiamo presentato una espressione del peso teorico di un'ala schematicamente rappresentata come una trave a cassone a sezioni comunque variabili avente un asse elastico diritto.

Il guscio del cassone sopporta la torsione, mentre un'anima piena e due solette ideali puntiformi, poste in corrispondenza del piano di massimo spessore del profilo che contiene per ipotesi l'asse elastico, sopportano rispettivamente gli sforzi di taglio e quelli che provengono dalla flessione.

Analogamente e con le stesse ipotesi semplificative possiamo rappresentare schematicamente le fusoliere dei moderni velivoli per trasporto passeggeri come travi ad asse elastico diritto ed a sezioni

circolari, nelle quali il guscio sopporta il momento torcente M_t , mentre un'anima piena e due solette poste nel piano di simmetria resistono rispettivamente agli sforzi di taglio T ed ai momenti flettenti M_f (figg. 1 e 2).

Il peso teorico di tale trave si può senz'altro esprimere come segue:

$$P_f = \frac{\gamma}{\sigma_r^*} \left(C_1 \int_0^l \frac{M_f}{d} dx + C_2 \int_0^l T dx + C_3 \int_0^l \frac{M_t}{d} dx \right)$$

ove C_1 , C_2 , C_3 sono delle costanti numeriche.

Per tenere conto della pressurizzazione si deve aggiungere un termine che rappresenti il peso del materiale necessario a sopportare le tensioni indotte dalla pressione interna nel tronco cilindrico, in senso assiale e periferico, e quello delle testate terminali della cabina.

⁽¹⁾ GABRIELLI G., *Peso teorico e peso reale delle ali a sbalzo*, « L'Aerotecnica », 1, 1953.

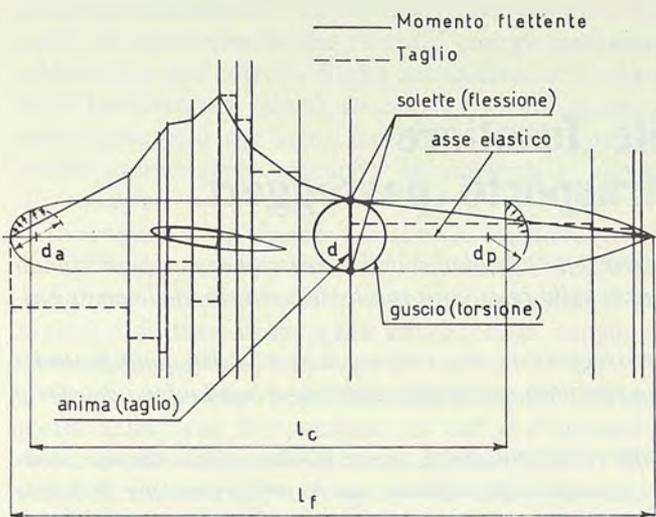


Fig. 1.

Il peso ideale dovuto alla pressurizzazione, che è una percentuale relativamente piccola rispetto a quello dovuto alle altre sollecitazioni, può essere espresso nella forma seguente:

$$\frac{\gamma}{\sigma_r^*} f_s p (3\mathcal{V} + \alpha_1 d_a^3 + \alpha_2 d_p^3). \quad (1)$$

ove f_s è il fattore di sicurezza per la pressurizzazione e p è la massima pressione differenziale in cabina relativa a quella esterna.

Il primo termine rappresenta il peso del materiale corrispondente alle tensioni longitudinali e periferiche nel tronco cilindrico e gli altri due il peso delle calotte sferiche di tenuta della pressione di diametro d_a e d_p , rispettivamente.

Le costanti numeriche α_1 ed α_2 dipendono dall'ampiezza angolare delle calotte stesse.

Indicando con

$$\mathcal{V} = \int_0^{l_c} \frac{\pi d^2}{4} dx$$

il volume del tronco cilindrico della cabina pressurizzata, la (1) si può scrivere:

$$\frac{\gamma}{\sigma_r^*} f_s p \left(3 \int_0^{l_c} \frac{\pi d^2}{4} dx + \alpha_1 d_a^3 + \alpha_2 d_p^3 \right)$$

Si osservi che per $p = 0,5 \text{ kg/cm}^2$ il peso teorico del materiale del solo tronco cilindrico necessario per resistere a tale pressione risulta di 1 kg per m^3 di volume del tronco stesso.

Si può scrivere, per il peso teorico complessivo di una fusoliera pressurizzata:

$$P_f = \frac{\gamma}{\sigma_r^*} \left[\int_0^l \left(C_1 \frac{M_f}{d} + C_2 T + C_3 \frac{M_t}{d} \right) dx + f_s p (3\mathcal{V} + \alpha_1 d_a^3 + \alpha_2 d_p^3) \right].$$

Come nel caso dell'ala, se si considerano fusoliere geometricamente simili e similmente caricate agli effetti dei carichi aerodinamici (F), del peso proprio

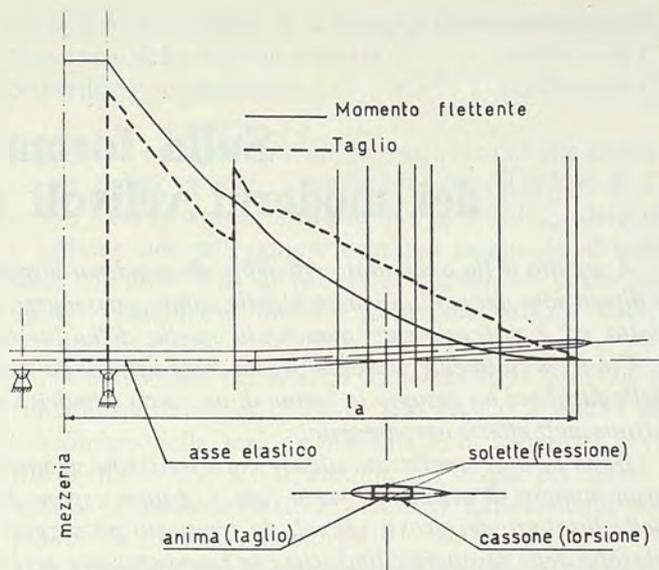


Fig. 2.

e dei carichi (Q_a) si può ridurre detta espressione alla seguente:

$$P_f = \frac{\gamma}{\sigma_r^*} [k_1 N Q_a l + k_2 p \mathcal{V}]$$

ove

N è il coefficiente di robustezza della fusoliera;

k_1 è un coefficiente numerico che tiene conto della forma geometrica della trave, della legge di distribuzione dei carichi di massa ed aerodinamici e del loro rapporto relativo;

k_2 è un coefficiente numerico che dipende dalla forma geometrica della cabina pressurizzata e dal coefficiente f_s .

Analogamente a quanto abbiamo fatto per le ali, si può esprimere il peso reale delle fusoliere con una formula empirica del tipo

$$Q_{sf} = \frac{\gamma}{\sigma_r^*} [\xi_1 l_f N Q + \xi_2 p \mathcal{V}]$$

nella quale il coefficiente numerico ξ_1 tiene conto della influenza sul peso della distribuzione dei carichi di massa ed aerodinamici e loro rapporto relativo, del tipo di velivolo e della forma della fusoliera, delle tensioni reali di cedimento delle strutture principali e di quelle di forma e secondarie, come telai e rinforzi per porte, finestrini e sportelli, supporti, accessori, come scalette, trasparenti per finestrini, paravento, canalizzazioni, ecc.

Il coefficiente numerico ξ_2 tiene conto del fattore di sicurezza f_s e della forma geometrica della cabina pressurizzata.

Si può anche comprendere l'influenza della pressurizzazione sul peso in un unico coefficiente, ed in tal caso la formula empirica può essere ridotta alla forma

$$Q_{sf} = \xi \frac{\gamma}{\sigma_r^*} l_f N Q,$$

comprendendo in ξ gli elementi che influenzano i valori di ξ_1 e ξ_2 .

Sulla forma delle fusoliere dei moderni velivoli da trasporto passeggeri.

A seguito della aumentata efficienza dei moderni dispositivi ipersostentatori alari e della necessità di maggiori volumi e dimensioni dei vani di carico e delle cabine passeggeri, l'influenza, sulla resistenza totale del velivolo, delle ali si è ridotta ed è notevolmente aumentata quella della fusoliera.

Ciò è specialmente evidente nei moderni velivoli da trasporto passeggeri ad alta velocità subsonica nei quali la forma delle fusoliere ha assunto la forma di un corpo cilindrico a sezione circolare molto allungato che è ben lontana da quella ottima agli effetti aerodinamici.

Dopo di aver analizzato alcune caratteristiche geometriche delle fusoliere attuali anche in base a dati rilevati su un gran numero di velivoli di vario tipo, l'Autore espone le ragioni per cui si presentano nuove prospettive per le forme delle fusoliere dei grossi velivoli da trasporto passeggeri e discute sulla questione se convenga continuare nell'attuale filosofia delle fusoliere cilindriche con basso spessore percentuale o se non sia più conveniente passare a fusoliere con spessore percentuale molto più alto come hanno proposto alcuni autori dei quali riporta due schemi di progetto.

L'Autore mette in rilievo la scarsità di dati sperimentali ricavati su modelli di fusoliere isolate soprattutto nel campo dei numeri di Reynolds prossimi a quelli reali e la mancanza di impianti sperimentali adeguati. A tale scopo segnala una proposta per la creazione di una galleria adatta da costruire su basi europee.

A seguito della aumentata efficacia dei moderni dispositivi ipersostentatori, l'influenza delle ali sulla resistenza totale del velivolo è diminuita.

D'altra parte in tutti i tipi di velivolo, da quelli passeggeri e da carico a quelli da caccia, in conseguenza della maggiore autonomia richiesta nei caccia, e per la necessità di maggiori volumi e dimensioni dei vani di carico e della cabina passeggeri, le dimensioni delle fusoliere, relativamente al peso totale del velivolo, sono notevolmente aumentate.

Per questa ragione, la fusoliera gioca un ruolo sempre più importante nella resistenza totale, specie in aeroplani di grande autonomia ad alta velocità subsonica agli effetti del consumo di combustibile.

Ciò ha condotto a riesaminare, nel caso dei velivoli da trasporto passeggeri, il problema della forma delle fusoliere ed a considerare nuove vie e prospettive per i progetti futuri.

In generale la forma e le dimensioni delle fusoliere sono principalmente connesse con esigenze aerodinamiche, di costo, di peso, di rigidità e funzionali, il cui miglior compromesso costituisce una guida nel progetto. I problemi funzionali consistono nella visibilità dei piloti in volo e nell'atterramento, nell'abitabilità dimensionale e volumetrica, nella postazione ed accessibilità dei carichi utili (passeggeri, bagagli, merci, combustibile), dei servizi e degli eventuali motori.

Naturalmente queste esigenze influenzano in misura diversa la forma della fusoliera a seconda del tipo e della mole del velivolo.

È evidente che i criteri che influenzano la scelta nel caso di velivoli mono- o bi-posto (caccia, scuola, turismo, ecc.) sono molto differenti da quelli che presiedono alle scelte nel caso dei velivoli da trasporto.

Così, per esempio, in un caccia moderno la sezione maestra della fusoliera, che si trova all'incirca in corrispondenza del posto di pilotaggio, è condizionata dagli ingombri necessari del pilota e dai suoi comandi, nonché dalle esigenze di visibilità laterale in volo ed in atter-

ramento; anche l'altezza del piano di appoggio del tettuccio è stabilita in funzione di tale esigenza.

Inoltre essa può essere influenzata dalla necessità di ingombro richiesto da eventuali vani per l'alloggiamento delle ruote del carrello principale che le conferiscono una forma «a pera» (Fig. 1).

La forma anteriore inferiore e laterale può essere condizionata dalle eventuali prese d'aria del motore e dai relativi condotti. La forma della parte posteriore dipenderà dall'ingombro, dalla posizione e dalle esi-

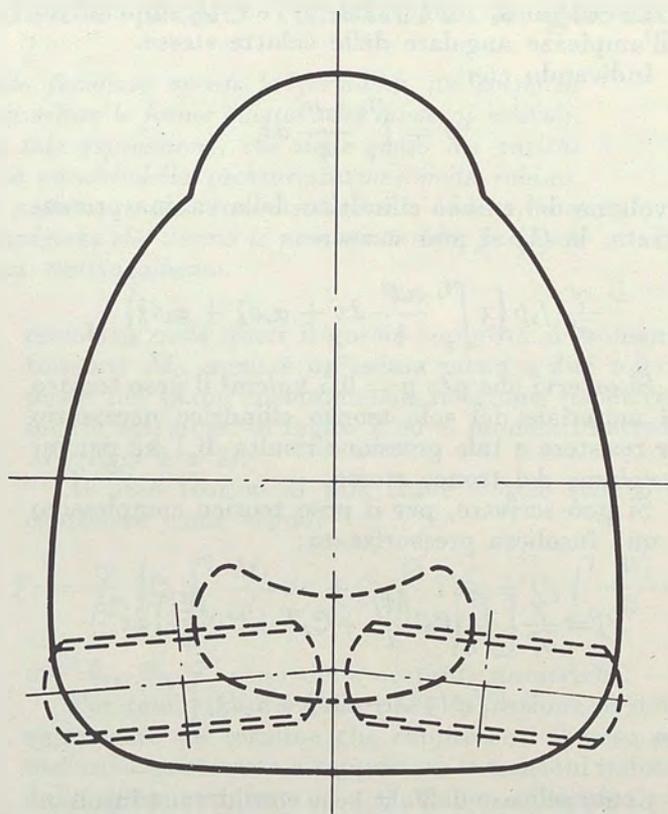


FIG. 1 - Tipica forma della sezione maestra di velivoli da caccia (G 91Y).

genze di accessibilità e di montaggio dei motori e dagli ugelli dei getti nonché dai raccordi con gli impennaggi richiesti da una corretta forma aerodinamica. La forma delle fusoliere dei *velivoli da carico* è vincolata da due dati di progetto che sono generalmente ed in un certo grado indipendenti: capacità volumetrica e capacità dimensionale.

In conseguenza di ciò talvolta la fusoliera è stata sostituita da un corpo centrale, denominato «*navicella*» (destinato a contenere oltre ai carichi la cabina di pilotaggio) e da travi di coda che collegano gli impennaggi direttamente all'ala.

Questa soluzione permette evidentemente una maggiore facilità per le operazioni di carico e scarico del materiale e conduce a strutture ed architetture, di cui il C 119, il Nord 2501, l'Argosy ecc. costituiscono eloquenti esempi.

La forma della «*navicella*» (non si può parlare di fusoliera in quanto non assolve alla funzione di collegare l'ala agli impennaggi) è prossima a quella di un corpo fusiforme con un allungamento piuttosto basso che è vicino a quello al quale corrisponde il valore minimo del coefficiente di resistenza riferito al volume.

Nei *velivoli da carico a fusoliera* questa conserva la sua funzione di contenitore dei carichi e di trave di supporto degli impennaggi, ma assume forme adatte al rapido carico e scarico con una conformazione della parte posteriore tale da consentire delle aperture con appositi sportellini che assolvono in certi casi anche il compito di «*rampe*» di accesso.

Ciò conduce a forme della parte posteriore delle fusoliere molto complesse che risultano da un compromesso tra le esigenze del caricamento, della rigidità strutturale ed aerodinamiche.

Esempi di queste realizzazioni sono costituiti dal Transall C 160, dal DHC-Buffalo, dal Lockheed Hercules, dal Fiat G 222, ecc.

La forma delle fusoliere dei moderni *velivoli da trasporto passeggeri* è influenzata da due importanti condizioni:

la più economica produzione;

la possibilità per data forma della fusoliera di poter essere ingrandita in modo semplice senza grandi difficoltà e costi eccessivi.

La forma cilindrica della fusoliera a sezione circolare, come risultato dell'attuale filosofia di progetto, offre la possibilità sin dall'inizio nel progetto di grossi aeroplani da trasporto, di considerare un ulteriore aumento del volume per poter corrispondere nel modo meno costoso alle rapide crescenti necessità del trasporto aereo.

Per giudicare in base al coefficiente di resistenza quale è la forma alla quale corrisponde la resistenza minima di una fusoliera isolata in corrispondenza di un dato numero di Reynolds (\mathcal{R}), occorre stabilire a quale superficie va riferito il coefficiente stesso.

In generale, infatti, la resistenza dei corpi fusiformi come le fusoliere va considerata in rapporto alla funzione alla quale essi sono destinati.

Occorre cioè stabilire a quale delle superfici seguenti, vanno riferiti i coefficienti di resistenza

| | | |
|--|-------------|-----------------------|
| Superficie del corpo | S_a : | coefficiente C_{Da} |
| Superficie della sezione maestra S : | | coefficiente C_{Ds} |
| Superficie «volumetrica» | $V^{2/3}$: | coefficiente C_{Dv} |

Così, ad esempio, per un galleggiante ciò che importa — per il dato \mathcal{R} — è di rendere minimo il valore di C_{Dv} e non ha importanza il valore di C_{Ds} e di C_{Da} , dato che il volume del galleggiante e la sua larghezza al redan sono gli unici dati di progetto, mentre — entro certi limiti — rimangono libere le scelte della sezione maestra e della lunghezza.

Per le fusoliere dei *velivoli da caccia* ed in generale dei *velivoli sportivi*, nei quali il dato basilico è quello dell'ingombro della sezione maestra S , la forma da preferire è quella che ha la minima resistenza per unità di sezione trasversale (sezione maestra), naturalmente sempre al \mathcal{R} di volo considerato.

È infatti da tenere sempre presente che in tutti i casi la forma che risulta la migliore ad un dato \mathcal{R} può essere scadente ad un altro \mathcal{R} . Sono quindi complesse le variabili che vanno tenute presenti nello studio e nella scelta della forma.

La stessa cosa vale per le «*navicelle*», nelle quali la sezione maestra si deduce in base ai dati di ingombro dimensionale trasversale richiesti e rimane libero sino ad un certo grado l'allungamento, che è collegato con la capacità volumetrica o con l'ingombro longitudinale del vano di carico compatibile con il peso totale del velivolo.

Per le fusoliere dei *velivoli da carico a fusoliera* è generalmente dato il diametro per soddisfare la capacità dimensionale trasversale del vano di carico, mentre la capacità volumetrica massima discende dal peso del velivolo e dalla sua corda alare.

In questi casi è quindi determinante il coefficiente C_{Ds} .

Nel caso dei *dirigibili* è chiaro che va preferita la forma che per il \mathcal{R} di volo abbia la più bassa resistenza per unità di volume.

In questo caso quindi il coefficiente di resistenza sarà C_{Dv} , riferito cioè alla superficie volumetrica $V^{2/3}$ del dirigibile.

Ora, nei *velivoli passeggeri* moderni il problema è più complesso perché da un lato è fissato nel progetto l'ingombro della sezione trasversale in base alla disposizione dei sedili dei passeggeri, al loro numero per ogni fila, alla larghezza del corridoio ed all'altezza della cabina e ciò ha portato alle moderne fusoliere cilindriche.

D'altro lato, le moderne fusoliere utilizzano quasi completamente il volume del fuso agli effetti della sistemazione del carico utile (passeggeri, bagagli, poste, ecc.) e dei servizi come cucina, magazzino-viveri, acqua, lavabi, ecc.

In conseguenza, i fattori che influenzano la scelta sono il volume e la sezione trasversale che sono connessi e interdipendenti.

È stato accettato nella pratica corrente di procedere nella valutazione della resistenza totale delle fusoliere in fase di progetto di massima, ricorrendo alla resistenza della piastra piana «equivalente» relativa alla superficie bagnata, con le leggi dell'attrito turbolento di Prandtl-Schlichting, cioè alla piastra avente una

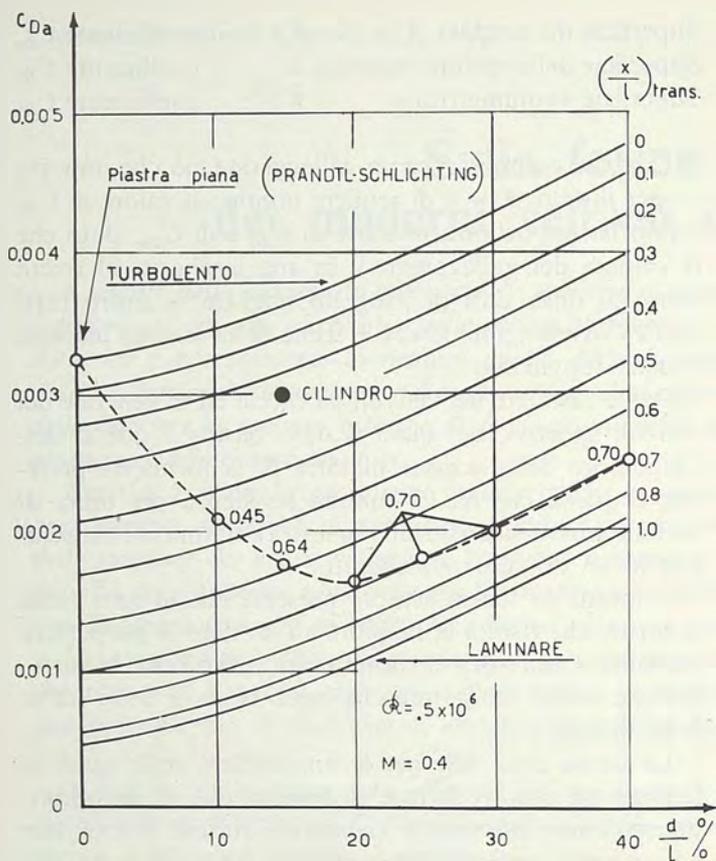


FIG. 2 - Valori del coefficiente di resistenza C_{Da} e della ascissa relativa del punto di transizione dello strato limite, ricavati al canale del vento su 6 modelli a forma di ellissoidi di rivoluzione con spessori relativi 10%, 15%, 20%, 25%, 30%, 40%.

Sono tracciate anche curve teoriche del coefficiente di resistenza di ellissoidi di rivoluzione in funzione dello spessore e per differenti valori dell'ascissa relativa del punto di transizione nello strato limite ($Re = 5 \times 10^6$; $M = 0,4$).

Da:

[5] E. S. KRAUSS, *Effects of shapes of conventional Fuselages and of Streamline Bodies on Drag at Subsonic Speeds*, ZiW, n. 12, 1968.

[6] E. S. KRAUSS, *Die Formgebung von Rumpfen neuerer Verkehrs-Flugzeuge und ihr Einfluss auf die Wirtschaftlichkeit in Flugbetrieb*, LRT 16, 1970, n. 5-Mai.

superficie identica a quella bagnata della fusoliera e la stessa lunghezza con punto di transizione alla estremità anteriore della piastra ai dati Re e velocità di volo.

Questa pratica è stata soprattutto applicata nelle fusoliere dei velivoli da trasporto passeggeri, per le quali, in particolare, la variazione di resistenza dovuta ad un aumento dell'allungamento della fusoliera, ottenuto inserendo un tronco cilindrico, viene valutata basandosi sulla stessa ipotesi della piastra piana.

Questo procedimento, anche se in pratica è stato accettato perché dà risultati ragionevoli, è completamente empirico, e non ha nessuna giustificazione teorica. Richiederebbe quindi di essere verificato su larghe basi, ma mancano purtroppo dati sperimentali sufficienti.

Per questa ragione è consigliabile ricorrere a prove sui modelli, ma ciò urta in pratica con l'impossibilità di realizzare nelle prove un Re sufficientemente vicino a quello reale e permangono quindi notevoli incertezze.

Qualcuno ha suggerito l'uso dei diagrammi teorici relativi ad ellissoidi di rivoluzione che danno l'andamento di C_{Da} in funzione di d/l per dati valori dei numeri di Reynolds e di Mach, per diversi valori della ascissa percentuale del punto di transizione (Fig. 2).

Su questa base è utile riferirsi ai risultati di esperienze su modelli di corpi fusiformi che danno il valore minimo del C_{Da} e del C_{Dv} per d/l rispettivamente al 20% e al 25% (Fig. 3).

Ciò significa che ci si può ragionevolmente attendere un guadagno di resistenza utilizzando per i velivoli da trasporto passeggeri fusoliera aventi uno spessore percentuale molto più alto degli attuali valori.

Per tali fusoliera è stata proposta l'adozione dei fattori di bontà geometrica ed aerodinamica.

Per giudicare la bontà geometrica è stato introdotto l'indice di forma geometrica

$$\eta = \frac{V^{2/3}}{S_a}$$

ove V è il volume ed S_a la superficie del corpo, il quale mette in rapporto la capacità volumetrica con la superficie.

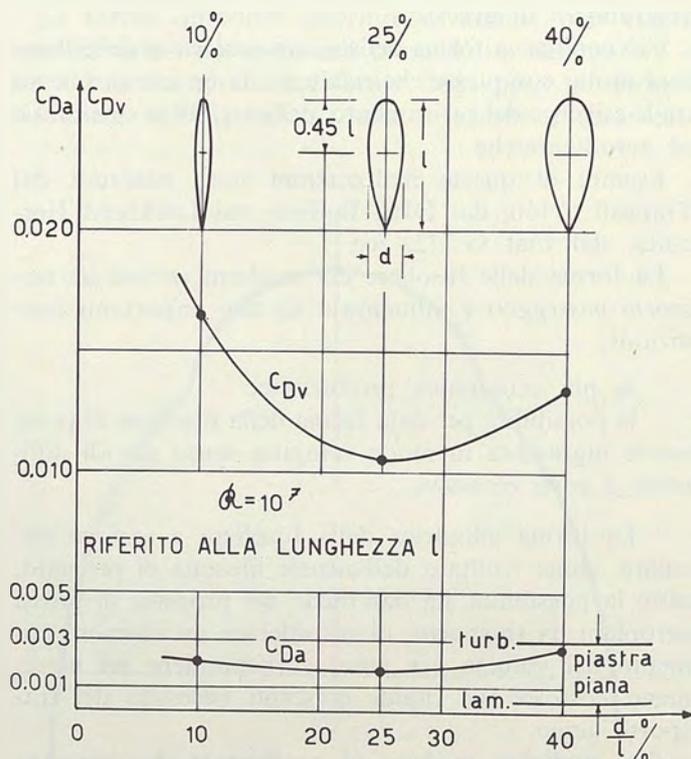


FIG. 3 - Coefficienti di resistenza C_{Dv} (riferito al volume V) e C_{Da} (riferito alla superficie bagnata S_a) di fusi «laminari» DVL con prua ellittica, in funzione dello spessore relativo d/l (10%, 25%, 40%), per $Re = 10^7$. Da:

[3] H. HERTAL, *Struktur - Form - Bewegung*. Krauskopf, Mainz, 1963.

[4] H. HERTAL, *Biologisch-technische Forschungen über strömungstechnisch Optimale Formen*. VDI-Z 109, 1967, 19 Juli (I).

Il fattore di bontà aerodinamica si ottiene dalla combinazione di detto indice con il coefficiente di resistenza totale C_{Da} riferito alla superficie S_a

$$k = \frac{\eta}{C_{Da}} = \frac{\gamma^{2/3}}{C_{Da} S_a}$$

Esso, a parità di volume, di velocità e di quota, è inversamente proporzionale alla resistenza aerodinamica totale della fusoliera.

Indici di questo genere sono utili e validi certamente per i dirigibili, nei quali il volume del corpo fusiforme rappresenta all'incirca il volume utile per i contenitori del gas di sustentazione.

In una certa misura può essere applicato alle fusoliere dei velivoli da trasporto passeggeri, che hanno una forma molto prossima a quella dei corpi fusiformi di rivoluzione ad asse diritto, anche se il volume della fusoliera non è identificabile con quello utile, come nei dirigibili.

Non è però certo applicabile al caso generale ed in particolare a quello dei velivoli da caccia o da scuola, perché in questi la sezione maestra, come abbiamo visto, è dettata da considerazioni di ingombro dimensionale, mentre il volume è basato su esigenze di ingombro e dalla necessità di creare appositi raccordi per una corretta forma adatta ad eliminare la separazione della corrente specie nella zona poppiera.

È indubbio che la forma delle fusoliere degli attuali velivoli da trasporto passeggeri ad alta velocità subsonica (*) (forma cilindrica con naso avente un andamento ellittico delle superfici delle sezioni e raccordo parabolico posteriore) non rappresenta l'ideale dal punto di vista della resistenza aerodinamica.

Essa è il risultato di un compromesso che, come abbiamo già detto, è fortemente influenzato dalla economia della costruzione.

Prima di procedere oltre, conviene esaminare qual è la posizione delle fusoliere dei velivoli moderni agli effetti dello spessore relativo e del \mathcal{R} di volo corrispondente alla velocità di crociera massima alla rispettiva quota.

Il diagramma di figura 4 riporta lo spessore relativo delle fusoliere di 4 tipi di velivoli in funzione del peso totale, che abbiamo ricavato su un grande numero di velivoli.

I punti relativi ai trasporti passeggeri a getto attualmente in servizio od in progetto sono riportati per maggiore chiarezza nel diagramma di figura 5. Per brevità non riportiamo i diagrammi analoghi relativi agli altri tre tipi di velivoli considerati e cioè da carico a fusoliera od a navicella e da caccia e scuola.

Nella Tab. 1 abbiamo sintetizzato i valori estremi relativi ai 4 tipi considerati sia per il rapporto percentuale $\frac{d}{l}$ che per i \mathcal{R} .

(*) Nel campo dei velivoli passeggeri supersonici, infatti, il problema è molto differente perché predomina la ricerca della resistenza minima compatibile con la più piccola sezione maestra e, per quanto si può dire allo stato attuale, conduce a fusoliere con spessori relativi del 5% circa ($\frac{l}{d} = 20$)

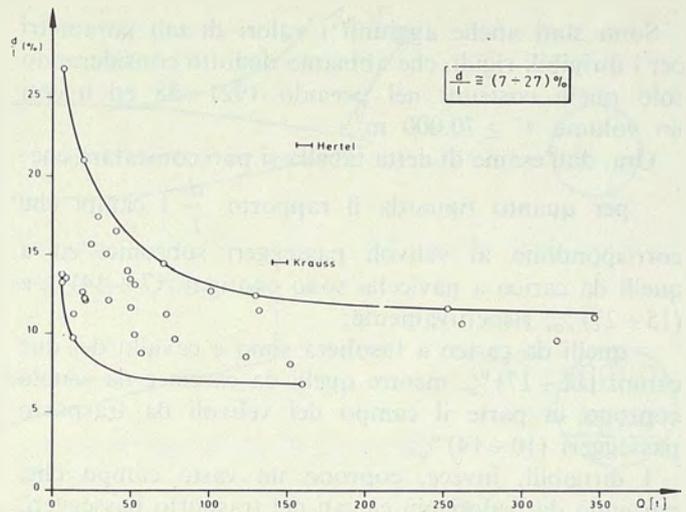


FIG. 4 - Valore dello spessore relativo d/l delle fusoliere di alcuni velivoli da trasporto passeggeri, da carico (a fusoliera ed a navicella) e da caccia, scuola e turismo.

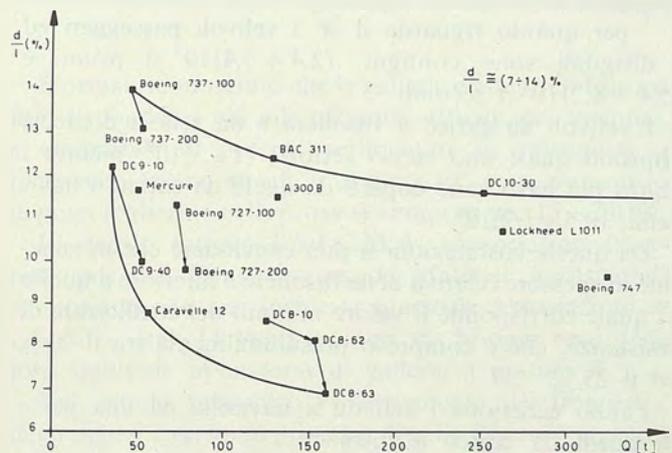


FIG. 5 - Spessore relativo delle fusoliere di velivoli da trasporto passeggeri subsonici a getto in funzione del peso totale $d/l \cong (7 \div 14)$.

TAB. 1 - Spessore relativo e numero di Reynolds di fusoliere di alcuni tipi di velivoli e di dirigibili rigidi.

| AEROMOBILI | | $\frac{d}{l}$ (%) | \mathcal{R} |
|------------|--|-------------------|--------------------|
| VELIVOLI | da passeggeri (subsonici, a getto) | 7 ÷ 14 | (2,4 ÷ 5,4) 10^8 |
| | da carico a navicella e travi di coda (ad elica) | 15 ÷ 27 | (0,5 ÷ 1,2) 10^8 |
| | da carico a fusoliera (ad elica) | 11 ÷ 17 | (1 ÷ 2,5) 10^8 |
| | da scuola o caccia (a getto) | 10 ÷ 14 | (1 ÷ 3) 10^8 |
| DIRIGIBILI | di tipo rigido ($\gamma > 70\,000\text{ m}^3$) (1921-1938) | 12 ÷ 22 | (5,4 ÷ 8,2) 10^8 |

I numeri di Reynolds \mathcal{R} sono riferiti alle velocità massime di crociera, alle rispettive quote ed alla lunghezza l del corpo. Il diametro d è calcolato come media tra altezza e larghezza della sezione maestra del corpo.

Sono stati anche aggiunti i valori di tali parametri per i dirigibili rigidi, che abbiamo dedotto considerando solo quelli costruiti nel periodo 1921÷38 ed aventi un volume $V \geq 70.000 \text{ m}^3$.

Ora, dall'esame di detta tabella si può constatare che:

per quanto riguarda il rapporto $\frac{d}{T}$ i campi che corrispondono ai velivoli passeggeri subsonici ed a quelli da carico a navicella sono contigui: $(7 \div 14) \%$, e $(15 \div 27) \%$, rispettivamente;

quelli da carico a fusoliera sono a cavallo dei due campi $(11 \div 17) \%$, mentre quelli da caccia e da scuola coprono in parte il campo dei velivoli da trasporto passeggeri $(10 \div 14) \%$;

I dirigibili, invece, coprono un vasto campo che, partendo dai valori più elevati del trasporto passeggeri, raggiunge con un scarto in meno del 5% quelli dei velivoli da carico a navicella e comprendono quindi quasi tutto il campo dei velivoli da carico a fusoliera con uno spostamento in più del minimo dell'1% e in più del massimo del 5%;

per quanto riguarda il \mathcal{R} , i velivoli passeggeri ed i dirigibili sono contigui: $(2,4 \div 5,4)10^8$ i primi, e $(5,4 \div 8,2)10^8$ i secondi.

I velivoli da carico a fusoliera e da scuola e caccia coprono quasi uno stesso settore, $(1 \div 3)10^8$, mentre i valori più bassi sono coperti da quelli da carico a navicella, $(0,5 \div 1,2)10^8$.

Da queste costatazioni si può concludere che in generale lo spessore relativo delle fusoliere è inferiore a quello al quale corrisponde il valore minimo del coefficiente di resistenza, che è compreso presumibilmente tra il 20% ed il 25%.

Fanno eccezione i velivoli a navicella ed una parte di quelli da carico a fusoliera.

In tutti gli altri casi — e principalmente nel campo del trasporto passeggeri — esso è circa da 1/3 a 1/2 di quello ottimo sopraddetto.

Per quanto riguarda il \mathcal{R} ottenuto nelle prove sui modelli, riferito sempre alla lunghezza del corpo, esso

è notevolmente minore di quello reale in tutti i casi e particolarmente per il trasporto passeggeri, ove è circa 1/50 di quello reale.

Anche per i velivoli da trasporto a navicella, ai quali corrispondono i più bassi valori del \mathcal{R} , il rapporto sopraddetto è compreso tra 1/5 e 1/10.

Queste costatazioni, insieme a quella dell'aumento percentuale della resistenza della fusoliera su quella totale del velivolo, conducono a chiederci se convenga continuare nella attuale filosofia delle fusoliere cilindriche con basso spessore percentuale o se non sia più conveniente passare a fusoliere con spessore percentuale elevato, corrispondenti cioè a quello col quale si ha il minimo valore del coefficiente di resistenza per il dato \mathcal{R} di volo. In risposta a questa domanda sono stati proposti degli schemi di grossi velivoli ad alta velocità subsonica della capacità di 250/300 passeggeri con fusoliere aventi spessori percentuali dal 14 al 22%, cioè all'incirca doppi e tripli di quelli minimi raggiunti attualmente.

Un Autore [4] si ispira a quelle che egli chiama le «forme naturali», su considerazioni cioè della forma di alcuni tipi di pesci ed appoggiandosi anche a risultati sperimentali su corpi fusiformi, presenta uno schema di velivolo per 300 passeggeri circa, con disposizioni di posti su 3 piani e su larghe file, per il quale fissa uno spessore della fusoliera del 22% e che secondo le sue deduzioni dovrebbe raggiungere un fattore di bontà aerodinamica della fusoliera isolata che è un po' meno del doppio di quello che ci sarebbe da attendere a parità di \mathcal{R} da una «equivalente» fusoliera cilindrica (Fig. 6).

Un altro Autore [6], basandosi su risultati di esperienze aerodinamiche su corpi fusiformi e su ellissoidi di rivoluzione di diversi spessori relativi a \mathcal{R} molto bassi, propone una forma di fusoliera per un velivolo di 245 posti disposti su 2 piani, la quale, rispetto ad una fusoliera di tipo cilindrico avente circa lo stesso numero di posti, ha uno spessore relativo doppio di quello minimo delle fusoliere cilindriche per velivoli di uguale tonnellaggio, cioè circa il 14% (Fig. 7).

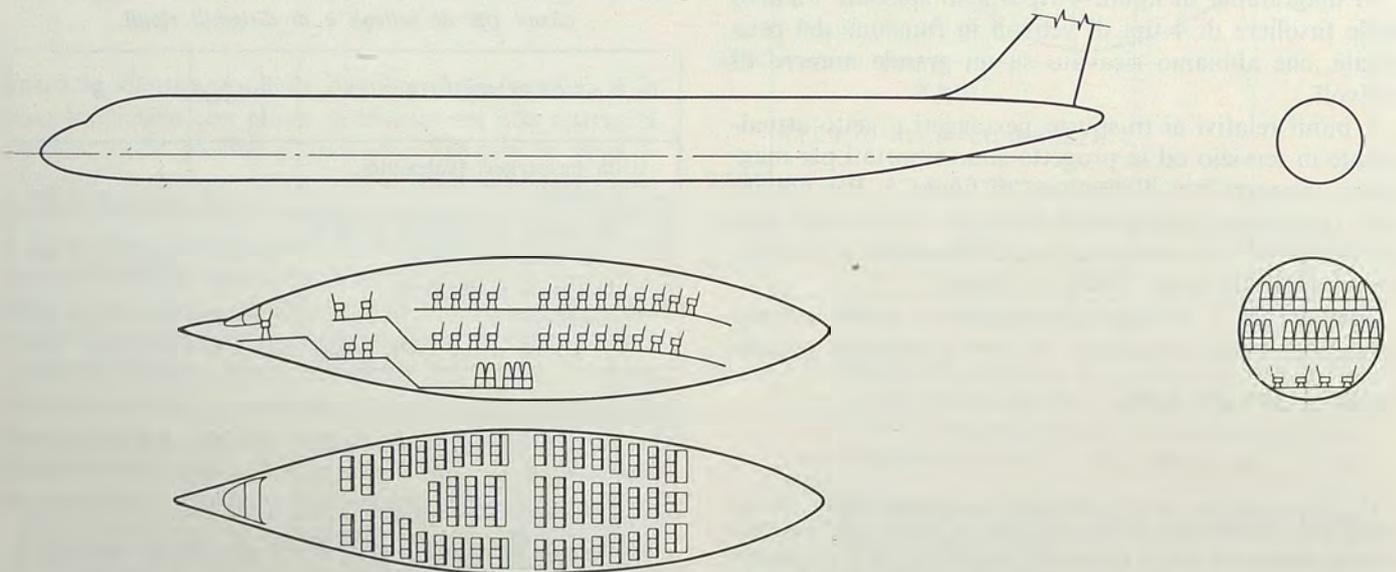


FIG. 6 - Confronto tra uno schema di progetto di una fusoliera «laminare» per 300 passeggeri secondo H. Hertel e la fusoliera cilindrica del DC-8 per 251 passeggeri.

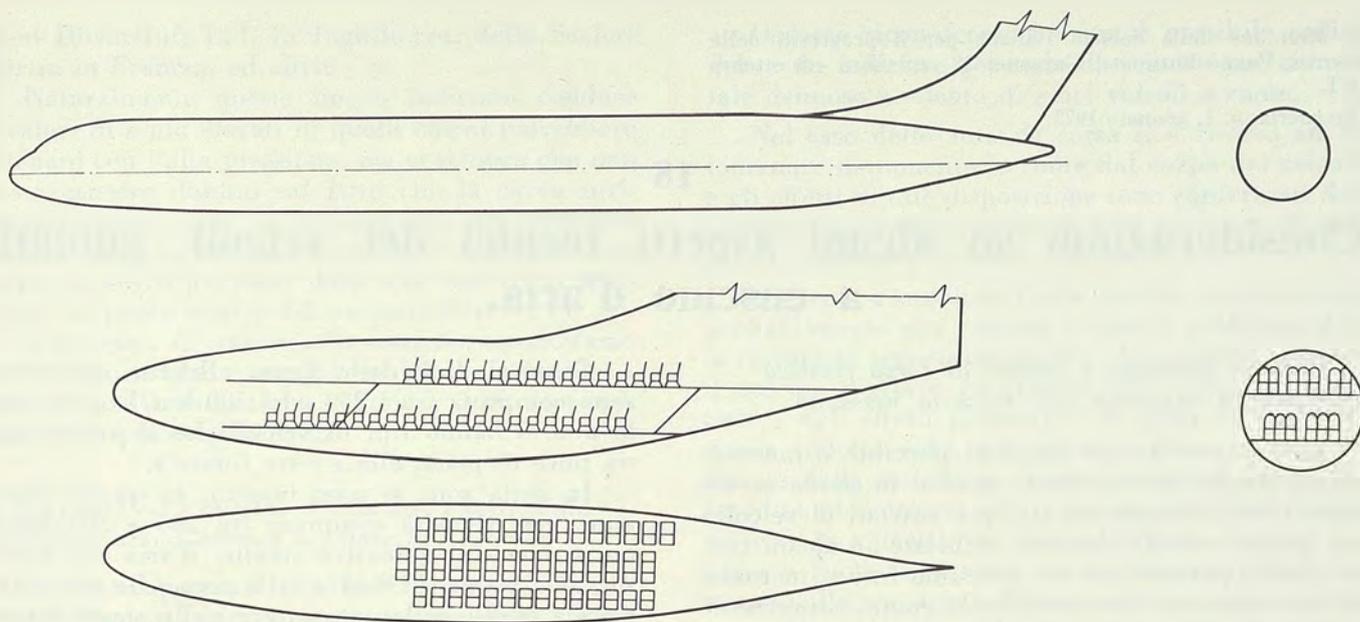


FIG. 7 - Confronto tra lo schema di progetto di una fusoliera a forma aerodinamica per 245 passeggeri secondo E. S. Krauss, e una fusoliera cilindrica per 230 passeggeri.

Questo secondo Autore concepisce la fusoliera che termina a spigolo posteriormente con un raccordo con la superficie verticale, allo scopo di migliorare il comportamento del velivolo negli assetti delle alte incidenze attraverso una maggiore stabilità intrinseca del corpo della fusoliera.

Questo secondo Autore ha in corso rilievi al canale del vento su modelli. A parte tutte le incertezze e le riserve che si possono fare sulla validità di queste proposte, emerge il fatto che è in discussione la forma delle fusoliere dei futuri velivoli e che esiste una grande lacuna sui dati della resistenza aerodinamica dei corpi fusiformi agli appropriati R che corrispondono alle dimensioni ed alle velocità dei grossi velivoli da trasporto.

È chiaro che queste nuove forme proposte presentano problemi costruttivi e di costo notevoli, ma non è da escludere che in avvenire, rimanendo sempre nell'alto campo subsonico, l'attuale filosofia delle snelle fusoliere cilindriche debba cedere il posto a forme ispirate ai concetti della ottimizzazione aerodinamica per potere superare i limiti imposti dalle attuali forme. Comunque il problema merita di essere approfondito soprattutto mediante ricerche sperimentali al canale del vento su modelli di corpi fusiformi e di fusoliere ad appropriata velocità e R vicini a quelli reali.

Indubbiamente questi rilievi sono molto delicati e difficoltosi, ma non è possibile effettuarli con gli impianti esistenti in Europa.

BIBLIOGRAFIA

- [1] H. MELKUS, *Measurements on bodies of revolution in the high-speed tunnel of the DVL*, M.A.P. Völkenrode, Ref. MAP-VG 190-T, 1946.
- [2] *Royal Aeronautical Society Aerodynamic Data Sheets*, Bodies 02 04 00/03, Engineering Sciences Data Unit, London, 1948.
- [3] H. HERTEL, *Struktur, Form, Bewegung*, Krausskopf-Verlag, Mainz, 1963.
- [4] H. HERTEL, *Biologisch-technische Forschungen über strömungstechnisch optimale Formen*, VDI-Z 109, Nr. 19, Juli (I), 1967.

È ormai riconosciuto che le gallerie esistenti in Europa non rispondono più alle necessità attuali: per esempio, è augurabile di potere sperimentare in subsonico la ipersostentazione su ali a $R \cong 6 \times 10^6$ e in transonico di poter realizzare nelle prove R compresi tra $(15 \div 20)10^6$.

In questo intento l'A.I.C.M.A. (Association Internationale des Constructeurs de Matériel Aérospatial) sta conducendo una inchiesta presso le Associazioni di categoria degli 11 Paesi membri sui bisogni reali delle loro industrie in materia di gallerie a grande R .

Nel campo subsonico l'orientamento dei francesi e degli inglesi è verso un progetto di galleria con le seguenti caratteristiche:

- vena rettangolare di $4 \text{ m} \times 5 \text{ m}$;
- possibilità di pressurizzare la vena sino a 3 atmosfere;
- velocità di 70 m/s a 3 atmosfere e di $100 \div 110 \text{ m/s}$ a pressione ridotta;
- $R = (4 \div 5)10^6$ riferiti alle estremità alari.

Nel campo transonico è desiderabile poter raggiungere in galleria un $R = 25 \times 10^6$.

Un apposito gruppo di lavoro, costituito dall'A.G.A.R.D. (Advisory Group for Aeronautical Research and Development) e denominato gruppo HIRT (High Reynolds Tunnel) propone una galleria intermittente a vena quadrata di $4,80 \text{ m}$ operante ad una pressione di 5 atm con raffiche di 5 s .

- [5] E. S. KRAUSS, *Effects of Shapes of Conventional Fuselages and of Streamline Bodies on Drag at Subsonic Speeds*, Zeitschrift für Flugwissenschaften, 16, Nr. 12, 1968.
- [6] E. S. KRAUSS, *Die Formgebung von Rumpfen neuerer Verkehrsflugzeuge und ihr Einfluss auf die Wirtschaftlichkeit im Flugbetrieb*, LRT 16, Nr. 5, Mai 1970.

Considerazioni su alcuni aspetti tecnici dei veicoli, guidati, a cuscino d'aria.

Potenza specifica e fattore di forza trattiva specifica in rapporto alla velocità massima.

La ruota nelle sue funzioni portante e motrice sia su strada che su rotaia assolve in modo eccellente i suoi compiti nei tipi più svariati di veicoli, ma le alte velocità che sono richieste ad alcuni tipi di veicoli terrestri per un prossimo futuro mettono in luce elementi sfavorevoli alla ruota, soprattutto su rotaia.

Limitatamente a tali alte velocità (300 ÷ 500 km ora) e in particolari settori di impiego, una delle possibilità che si presenta in modo allettante è la sostituzione della ruota nella sua funzione portante e di guida con i cuscini d'aria su rotaia.

Non essendo possibile in tale caso utilizzare l'aderenza, la forza motrice viene generata con sistemi operatori indipendenti dall'elemento di supporto come l'elica aerea, gli ugelli dei getti ed i motori elettrici lineari.

La sovrappressione nei cuscini, che è generata da appositi compressori, può essere ricavata a velocità elevate anche dalla pressione dinamica di avanzamento.

Per indagare sull'andamento e sul valore della potenza specifica installata in rapporto alla velocità massima di questo tipo di veicolo in confronto a quelli di altri tipi terrestri a ruote, ci riferiamo al noto parametro, detto « fattore di forza trattiva specifica »:

$$\varepsilon = \frac{\Pi}{Q V_{max}}$$

ove

V_{max} è la velocità massima

Q è il peso

Π è la potenza installata

Ricordiamo anzitutto che in base ad una analisi di tutti i tipi di veicoli esistenti basata sulle curve relative ai valori minimi di ε in funzione di V_{max} per ognuno dei tipi considerati abbiamo messo in evidenza sin dal 1948 l'esistenza di una « retta limite ».

Essa dà legge secondo cui varia ε in funzione di V_{max} ricavata come involuppo dei valori minimi relativi a tutti i tipi di veicoli esistenti.

L'equazione di detta « retta limite » relativa allo stato della tecnica è la seguente

$$\varepsilon = C V_{max}$$

ove

$$C = 111 \times 10^{-6} \text{ [h/km]}.$$

Come si vede dalla figura allegata, esiste una zona compresa tra i 200 ed i 500 km/h nella quale non si hanno tipi di veicoli che si avvicinano, sia pure di poco, alla « retta limite ».

In detta zona si sono inseriti, in questi ultimi anni, per velocità comprese tra 200 e 300 km/h circa, i veicoli guidati a cuscino d'aria con valori di ε che vanno da 0,14 a 0,18 circa, che sono inferiori a quelli delle autovetture nello stesso campo di velocità.

Ciò è il risultato di un nuovo indirizzo nel sistema di sostentamento dei veicoli, che da quello per « appoggio diretto » mediante le ruote è passato a quello per « appoggio indiretto » coi cuscini d'aria.

Il valore di ε effettivo dei veicoli guidati a cuscino d'aria delle attuali realizzazioni, come si può dedurre dal diagramma, è circa 5,5 a 4 volte quello dato dalla « retta limite » per velocità rispettivamente di 200 e 300 km/h, ma è solo il 65% (200 km/h) e 60% (300 km/h) di quello delle autovetture.

La riduzione nel valore di ε ed il suo andamento con la velocità massima è notevole e costituisce una premessa positiva per lo sviluppo di questo tipo di veicolo anche un campo di velocità superiore a 300 km/h.

Tra i numerosi studi e progetti, resi noti attraverso la stampa tecnica e nei congressi specializzati, vanno citati in ordine di priorità quelli della Ford negli Stati Uniti, che ha iniziato negli anni '50 le ricerche in questo campo con idee originali sull'impiego di rotaie metalliche e cuscini d'aria ad alta pressione a spessore sottile (film d'aria dello spessore di circa 0,5 mm).

Nel diagramma sono riportati due punti che riguardano progetti Ford del 1960 di veicoli propulsi ad elica aerea e rispettivamente del peso di 12,5 e 35,5 t con pressione nel cuscino di 4 kg/cm² circa. È notevole il fatto che tali punti cadono nella zona dei velivoli a turboelica, in vicinanza della « retta limite ».

I progetti a cuscino ad alta pressione (qualche atmosfera) sono stati abbandonati e l'attuazione dei tecnici si è rivolta ai tipi di cuscino a pressione molto più bassa, dell'ordine di alcune diecine di grammi per centimetro quadrato, con spessore dell'ordine di diversi millimetri per superare le notevoli difficoltà pratiche dell'alta pressione connessa con il piccolo spessore (frazione di millimetro).

In questo senso sono orientati i vari progetti della General Electric, della Grumman negli Stati Uniti, della Hovercraft Development Ltd., della Tra-

cked Hovercraft Ltd. in Inghilterra, della Società Bertin in Francia, ed altri.

Naturalmente questo nuovo indirizzo conduce a valori di ε più elevati di quelli che si potrebbero ottenere con l'alta pressione, ma ci sembra che non possa esistere dubbio sul fatto che la curva sviluppo attuale, con le realizzazioni del prossimo futuro, tenderà ad abbassarsi ed il suo prolungamento in corrispondenza delle alte velocità si avvicinerà ai punti teorici dei progetti Ford.

A sostegno di questa affermazione, esaminiamo qui di seguito alcuni aspetti tecnici che riguardano la resistenza aerodinamica e totale, il sistema motore ed il peso del veicolo.

Le ruote ed i cuscini d'aria agli effetti della resistenza aerodinamica e totale del veicolo.

Le ruote, portanti e portanti-motrici, costituiscono l'elemento caratteristico dei veicoli di superficie, guidati o non, finora realizzati.

Esse utilizzano per la sustentazione l'« appoggio diretto » e per la propulsione l'aderenza, ma richiedono strutture di supporto e di sospensione nelle loro adiacenze che, anche per la presenza del suolo, presentano una resistenza aerodinamica percentualmente altarispetto a quella totale del veicolo.

Tale resistenza cresce con un gradiente molto elevato per velocità superiori a $250 \div 300$ km/h, nei veicoli guidati (su rotaie) ed anche, sebbene in misura minore, in quelli non guidati (su strada) e ciò è conseguenza del fatto che in un veicolo a ruote, guidato o non, il coefficiente di resistenza aerodinamica riferito alla sezione maestra del cassone aumenta con la velocità.

Un veicolo a ruote, infatti, agli effetti aerodinamici, non è un corpo isolato in una corrente infinita, ma è un insieme che cambia la sua configurazione aerodinamica con la velocità (indipendentemente dagli effetti connessi col numero di Reynolds e, se è il caso, col numero di Mach) a causa della vicinanza del suolo ed anche della velocità rotatoria delle ruote.

Passando dal veicolo singolo al tipo, si osserva che in generale nelle automobili e nelle automotrici si tende ad abbassare il piano inferiore del cassone ed a tenere il diametro delle ruote il più piccolo possibile, per cui con la velocità massima cresce la velocità rotatoria delle ruote, aumentano gli ingombri della sospensione e dei carrelli, ove esistono, e si riduce sempre più, per questa ed altre ragioni tecniche di carattere costruttivo, la luce tra veicolo e suolo.

Questi fatti contribuiscono all'aumento del coefficiente di resistenza, perché vengono esaltati i fenomeni di interferenza (sfavorevole geometria della parte inferiore del veicolo ed un effetto secondario che potremmo chiamare cinematico, dovuto alla elevata velocità di rotazione delle ruote) e portano al rapido aumento, al di sopra di una certa velocità massima, del fattore ε di tutti i tipi di veicoli terrestri, sia su strada, come le autovetture, che su rotaia, come le automotrici.

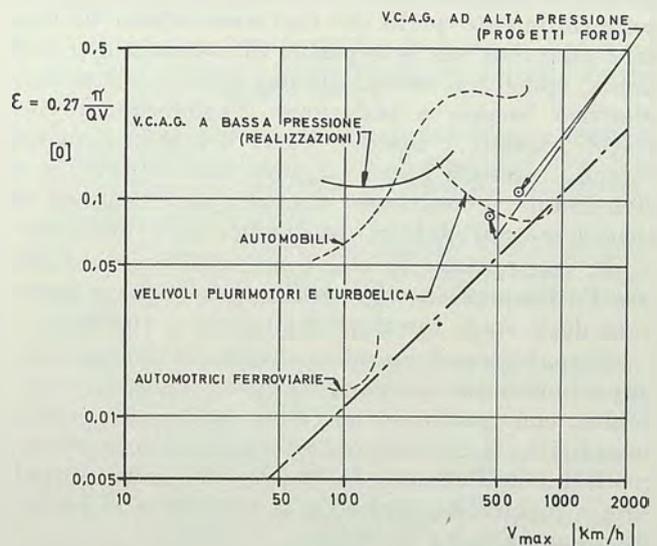
Occorre riconoscere che non è possibile individuare un indirizzo generale da seguire per ridurre tale dannoso aumento di ε nei veicoli a ruote.

Nel caso delle auto da corsa si è ricorso ad allontanare nettamente le ruote dal corpo del veicolo e gli effetti di tale disposizione sono confermati dall'andamento meno ripido di ε al di sopra di una velocità massima di circa 300 km/h.

I veicoli a cuscinio d'aria guidati costituiscono probabilmente una risposta a questo problema della resistenza aerodinamica alle alte velocità, perché il cuscinio d'aria è un sistema di « appoggio indiretto » agli effetti portanti e di guida la cui resistenza indotta (che nei veicoli a ruote è rappresentata dalla resistenza di rotolamento e da quella aerodinamica dovuta alla rotazione delle ruote) cresce con la velocità in misura minore che nei sistemi a ruote, in quanto essa consegue principalmente dalla resistenza della quantità di moto della massa di aria di alimentazione dei cuscini di sustentazione e di guida ed a quella relativamente piccola e costante che è detta « resistenza di contatto ». Per quanto riguarda la resistenza aerodinamica del corpo del veicolo, in generale il sistema a cuscinio d'aria guidato consente di realizzare forme aerodinamiche migliori di quelle ottenibili nei veicoli a ruote, perché la eliminazione delle strutture complesse ed aerodinamicamente pessime delle ruote ed accessori consente un raccordo eccellente del cassone con la rotaia di guida agli effetti della interferenza aerodinamica.

Inoltre la sostituzione delle ruote con lo scorrimento su un film d'aria sopprime le parti pesanti a rapida rotazione al contatto col suolo, elimina la trasmissione e consente quindi di ridurre il peso del veicolo e, di conseguenza, la potenza richiesta.

Questi fatti spiegano l'andamento favorevole della curva di ε ricavata su dati disponibili dei pochi esemplari sinora realizzati di veicoli in funzione di V_{max} .



La "retta limite" ed i veicoli guidati a cuscinio d'aria
 $(\pi [cv], Q [t], V [km/h])$

Come si vede, tale curva si colloca, nel campo finora esplorato che va da 200 a 300 km/h, decisamente al di sotto di quella delle automobili e tende a coprire il vuoto del diagramma attuale.

C'è da attendersi che il suo andamento ulteriore per i veicoli più veloci di tale tipo non solo confermerà l'andamento sopraddetto, ma porterà a valori ancora più bassi, soprattutto se si considerano veicoli con velocità massime dell'ordine di 500 km/ora.

Naturalmente resta ancora molto lavoro teorico e sperimentale da fare prima di poter concludere sulla pratica convenienza di tale sistema a così alte velocità.

Tra i problemi che restano da approfondire c'è quello della rumorosità e quello dell'influenza delle alte velocità di traslazione sulle caratteristiche del cuscinio d'aria.

I motori nei sistemi motopropulsori e sostentatori.

Nei veicoli terrestri tradizionali il sistema motopropulsore è costituito dal motore, dalla trasmissione di potenza e dalle ruote motrici, mentre l'insieme delle ruote costituisce il sistema di appoggio.

Negli attuali veicoli guidati a cuscinio d'aria (come in quelli non guidati) si hanno due sistemi di potenza indipendenti: uno relativo al sistema operatore della propulsione e l'altro per l'alimentazione dell'aria nei cuscini, che sono i sistemi operatori di sostentazione e di guida.

Questa soluzione, nell'attuale fase sperimentale, consente di ridurre i costi dei modelli di prova e risponde alle esigenze delle attuali velocità massime dei veicoli a cuscinio d'aria guidati, alle quali si adatta bene, come sistema operatore della propulsione agli effetti del rendimento, l'elica intubata.

Infatti, il veicolo a cuscinio d'aria non è legato ad alcun tipo di propulsione particolare e può utilizzare la maggior parte di quelli che esistono, ma preferibilmente quelli che non comportano dei contatti materiali con le superfici di sostentazione e di guida, come per esempio l'elica aerea ed il motore elettrico lineare a induzione. Probabilmente nei veicoli guidati a cuscinio d'aria del futuro, la cui velocità massima potrà raggiungere i 500 km/h, si stabiliranno condizioni ottimali per l'impiego di sistemi motopropulsori a turboelica od a turbogetto.

In conseguenza di ciò, è presumibile che l'aria per l'alimentazione dei cuscini possa essere prelevata dagli stadi inferiori dei motori a turbina.

Si realizza così un unico sistema di potenza che, opportunamente proporzionato ed adattato, servirebbe, con guadagno nel peso, nel costo e nella semplicità, il sistema operatore della propulsione costituito dall'elica o dall'ugello del getto propulsore e fornirebbe anche l'aria necessaria ai cuscini di sostentazione e di guida.

Questa soluzione, abbassando notevolmente il peso specifico complessivo del gruppo motore, concorre a ridurre il peso a vuoto del veicolo e quindi,

a parità di peso totale e di velocità massima, abbassa il valore del fattore di forza trattiva specifica ε . In conseguenza, la curva relativa al tipo di veicoli in questione si avvicinerà alla « *retta limite* » del noto diagramma (ε, V_{max}) e verrà a coprire in parte il vuoto già denunziato.

Si conferma così la validità di questo tipo di veicolo terrestre, nel campo di velocità sui 300 ÷ 500 km/h, nel quale il cuscinio d'aria guidato può, per certi impieghi come il trasporto veloce di passeggeri a breve e media distanza, sostituire validamente la ruota, la cui resistenza conduce agli attuali valori del fattore ε di forza trattiva specifica in tutti i tipi di veicoli a ruote guidati e non guidati.

Agli effetti del sistema motore per la propulsione, una particolare attenzione merita il motore elettrico ad induzione lineare (LIM), che ha dato luogo a brillanti realizzazioni sperimentali soprattutto in Francia e negli Stati Uniti ed a studi e ricerche notevoli in Inghilterra ed anche in Italia.

Tale sistema presenta caratteristiche che gli specialisti ritengono tali da farlo preferire alla propulsione ad elica, ma allo stato attuale delle indagini non è possibile fare valutazioni esatte sui costi generali e sulla redditività.

Il fattore di ingrandimento in peso ed il fattore del peso associato.

Per esprimere il peso di questo tipo di veicolo in rapporto al carico trasportato, alcuni Autori, secondo la consuetudine della tecnica ferroviaria, si servono del cosiddetto « peso associato » che rappresenta, com'è noto, il peso totale di materiale per posto offerto. Esso si pone a seconda delle versioni per l'« *Aérotrain* » francese della società Bertin tra 150 e 290 kg contro i 470 kg del turbotreno USA della United Aircraft in lega leggera ed i 700 ÷ 1300 kg del materiale ferroviario classico.

Questi ultimi valori comprendono le installazioni o le vetture speciali per il comfort ed il ristoro dei passeggeri, che sono assenti nell'« *Aérotrain* » attuale.

Sottraendo il peso di tali parti, le cifre suddette si riducono a 600 ÷ 900 kg, rispettivamente: il rapporto con l'« *Aérotrain* » resta di 4 al massimo.

In conseguenza del fatto che i veicoli guidati a cuscinio d'aria non si prestano (contrariamente ai turbotreni, agli elettrotreni ed ai treni ordinari) alla costituzione di convogli ma sono appropriati solo nell'impiego come veicoli isolati, riteniamo che sia preferibile riferire il peso del veicolo al peso del carico pagante normalmente trasportato, analogamente a quanto si fa in aviazione, col cosiddetto « fattore di ingrandimento in peso ».

È noto infatti che per *fattore di ingrandimento in peso G riferito al carico pagante* di un velivolo si intende il rapporto tra il suo peso totale e quello del carico pagante. Applicando questa definizione ad un veicolo qualsiasi, si può dire in generale che *G* esprime in chilogrammi il peso di veicolo completo che compete ad ogni chilogrammo di carico pagante. In modo analogo, possiamo denominare

« fattore del peso associato », A , il rapporto tra peso a vuoto del veicolo ed il carico pagante, che si può esprimere in funzione del fattore di ingrandimento nel modo seguente:

$$A = \frac{Q_{tot} - Q_{pag}}{Q_{pag}} = \frac{Q_{tot}}{Q_{pag}} - 1 = G - 1$$

Esso rappresenta il costo in peso del veicolo a vuoto per ogni chilogrammo di carico pagante ed è quindi un vero e proprio fattore di ingrandimento in peso del veicolo a vuoto riferito al carico pagante.

Dalla tabella risulta evidente il grande vantaggio in peso che si ha con i veicoli a cuscino d'aria guidati rispetto agli altri tipi.

Infatti il fattore di ingrandimento dei veicoli a cuscino d'aria guidati è circa il 40% di quello dei turbotreni ed il (24 ÷ 35)% di quello dei treni convenzionali.

Il fattore del peso associato per i veicoli a cuscino d'aria guidati è circa il 30% di quello delle automotrici ferroviarie e dei turbotreni ed il (15 ÷ 24)% di quello dei treni convenzionali.

| Tipi di veicoli | G | | A | |
|--------------------------------------|--------|-------------|-------|-------------|
| Veicoli a cuscino d'aria guidati | 2,4 | (1) | 1,4 | (1) |
| Automotrici ferroviarie e Turbotreni | 5,7 | (2,4) | 4,7 | (3,3) |
| Treni convenzionali | 7 ÷ 10 | (2,9 ÷ 4,1) | 6 ÷ 9 | (4,2 ÷ 6,4) |

Osservazioni.

fanno parte dei numerosi argomenti tecnici che, insieme a molti altri di diversa natura, entrano nella valutazione per la scelta del tipo di veicolo nello studio di un qualsiasi sistema di trasporto.

Sebbene il veicolo guidato a cuscino d'aria sia nella fase iniziale di sviluppo e si disponga quindi di pochi dati sperimentali, mentre mancano risultati di impiego e di esercizio, i veicoli guidati a cuscino d'aria sembrano preferibili alla ruota-rotaia nel trasporto di superficie per velocità dell'ordine di 300 ÷ 500 km/h e più in alcuni particolari sistemi di trasporto.

Le caratteristiche di leggerezza del veicolo e delle infrastrutture, la sua velocità in rapporto alla potenza specifica installata lo fanno ritenere particolarmente adatto nel trasporto pubblico in reti veloci nelle regioni ove si richiede di collegare centri di forte affluenza di passeggeri, aventi grandi distanze tra le fermate (collegamento tra le città satelliti ed il centro tradizionale; tra questo ed i suoi aeroporti e tra gli aeroporti stessi).

Occorre tenere presente che, mentre le strutture ed il sistema motopropulsore sono derivati dalla tecnica aeronautica della quale utilizzano risultati ed esperienze ben note, è necessario acquisire dati più ampi e documentati specie sul comportamento dei cuscini d'aria in funzione dei principali parametri che li influenzano, come velocità del veicolo,

pressione del cuscino e suo spessore, nonché sul comportamento dinamico dei pattini e sulla loro struttura e capacità di molleggio. Tutto ciò va risolto in rapporto alle guide con tutti i problemi connessi al costo, rigidità, sicurezza e problemi posti dai detriti, dalla neve, ecc. Va attentamente considerato inoltre il comportamento del veicolo sotto l'influenza di un vento laterale.

Mentre proseguono le indagini e gli studi che comportano un imponente lavoro di ricerca teorica e sperimentale, sono in vista concrete applicazioni in esercizio pratico a velocità ancora relativamente modeste.

Si è appreso che il Governo francese ha approvato recentemente la costruzione di una linea di « Aérotrain », tra l'aeroporto di Orly e quello in costruzione a Roissy, su una rotaia sopraelevata sulla quale il convoglio correrà a 200 km/h per 56 km.

Negli Stati Uniti è prevista la costruzione di un tronco dimostrativo di 16 miglia vicino a Los Angeles che dovrebbe essere operativo nel 1972 come parte di una eventuale linea di 260 miglia collegante Las Vegas e Los Angeles.

L'Assemblea Consultiva del Consiglio d'Europa si è espressa, nel gennaio del 1971, a favore della creazione di una rete europea di trasporto rapido con veicoli guidati a cuscino d'aria, ed ha proposto la costruzione di una linea che colleghi le città sedi delle istituzioni europee (Bruxelles, Lussemburgo, Strasburgo, Basilea, Ginevra) ed ha sottolineato il fatto che la costruzione di una rete di veicoli a cuscino d'aria in Europa permetterebbe di ridurre il numero dei collegamenti aerei e contribuirebbe alla lotta contro il rumore e l'inquinamento dell'aria.

BIBLIOGRAFIA

- G. GABRIEL e TH. VON KÁRMÁN: *Potenza specifica e velocità massima dei veicoli*. Atti dell'Accademia delle Scienze di Torino, vol. 82, 1947.
- M. JEAN BARTHELOT: *L'aérotrain dans les transport modernes*. Atti del 1° Convegno Internazionale sui Trasporti Ferroviari, Torino, settembre 1969.
- L. GUERRA: *Analisi secondo il criterio Gabrielli-von Kármán di alcuni moderni tipi di veicoli da trasporto e loro linee di sviluppo*. XVII Convegno Internazionale delle Comunicazioni, Genova, ottobre 1969.
- J. BERTIN: *French Air Cushion Development*. 3° Meeting della « International Air Cushion Engineering Society », Londra, marzo 1970 (Hovering Craft & Hydrofoil, giugno 1970).
- J. BROCARD: *Les essais en soufflerie aérodynamique en dehors des industries aérospatiales*. Revue des Ingénieurs de l'Automobile, giugno 1970.
- D. S. BLISS: *The Evolution of Tracked Air Cushion Vehicles*. Hovering Craft & Hydrofoil, agosto e settembre 1970.
- R. BIANCHEDI: *Sviluppo dei mezzi tecnici di trasporto terrestre*. XVIII Convegno Internazionale delle Comunicazioni, Genova, ottobre 1970.
- G. DU MERLE: *The Aérotrain Development. Teste and Economics*. Hovering Craft & Hydrofoil, marzo 1971.

Carichi di cedimento e peso minimo di pannelli curvi nervati compressi in leghe di alluminio.

(con A. RAVETTI)

Sono riportati e discussi i risultati di una ricerca () per la determinazione del carico di cedimento a compressione di pannelli curvi in leghe di alluminio, irrigiditi con nervature rivettate. Tali risultati, unitamente a quelli tratti dalla letteratura tecnica, sono stati elaborati e rappresentati in forma unitaria, al fine di rendere immediato e facile il loro esame comparativo e di ricavare una curva involuppo della tensione massima di cedimento in funzione dell'indice di carico strutturale. Ciò consente la scelta, in sede di progetto, della soluzione più conveniente agli effetti del peso.*

SIMBOLI

| | |
|------------------------------|--|
| b | = larghezza del pannello |
| b_s | = passo delle nervature |
| l | = lunghezza del pannello |
| $q = \frac{P^*}{b}$ | = flusso di carico a compressione del pannello al carico di cedimento |
| q/l | = indice di carico strutturale del pannello al carico di cedimento |
| A | = area della sezione trasversale del pannello |
| P^* | = carico di cedimento del pannello |
| Q | = peso del pannello |
| R | = raggio di curvatura del pannello |
| γ | = peso specifico del materiale del pannello |
| $\sigma_r^* = \frac{P^*}{A}$ | = tensione media di cedimento del pannello |
| $\sigma_{r^* \max}$ | = tensione di cedimento del pannello dalla curva involuppo dei massimi |

I dati di progetto dei pannelli rettangolari compressi delle strutture aeronautiche sono le dimensioni b ed l , il carico di cedimento P^* , applicato in modo uniforme sui terminali, e le condizioni di vincolo ai bordi (terminali e lati).

Tali condizioni di vincolo non sono in genere ripetibili fedelmente nelle prove, ma queste, malgrado ciò, costituiscono una base insostituibile per il progetto e l'ottimizzazione delle strutture. Naturalmente, nel trasferire i risultati ottenuti sui pannelli isolati nelle corrispondenti strutture al vero occorre una certa precauzione. D'altra parte queste incertezze riguardano solo la fase di progetto preliminare.

Nel presente lavoro, unitamente ai risultati delle prove effettuate nel quadro della ricerca in oggetto (tab. I), sono riportati quelli tratti dalla letteratura tecnica, riguardanti pannelli con nervature di irrigidimento, dette impropriamente montanti, rivettate, le cui forme di sezione sono indicate nella tab. II.

Affinché nelle prove di compressione su pannelli irrigiditi il carico di compressione sia unifor-

(*) La ricerca è stata svolta presso l'Istituto di Progetto di Aeromobili del Politecnico di Torino, con il contributo finanziario del Consiglio Nazionale delle Ricerche.

memente distribuito sulle sezioni trasversali, occorre che la macchina di prova abbia superfici di appoggio e di carico rigorosamente parallele ed esenti da gioco nelle guide e da deflessioni sotto carico, in quanto l'eventuale flessione, indotta sul pannello da queste cause, potrebbe falsare i risultati. Inoltre, il tipo ed il grado di vincolo lungo i bordi non caricati del pannello devono essere riprodotti nel modo più esatto possibile, allo scopo di dar luogo ad un vincolo quale è in realtà assicurato, su un velivolo, dalla continuità della struttura.

Minore importanza ha, invece, la realizzazione delle condizioni di vincolo lungo i bordi caricati.

Sono stati sottoposti a prove 39 pannelli curvi di quattro tipi diversi, in lega di alluminio, formati dall'unione mediante rivettatura di un foglio di lamiera con profilati a L, ottenuti per estrusione.

La rivettatura è fatta con rivetti a testa tonda in lega P-AC 2,5, aventi diametro di 3,2 mm ed un passo di 18 mm. Il materiale della lamiera ed il raggio di curvatura sono uguali per tutti i tipi, i quali differiscono nel vincolo, nel materiale, nel numero e nella forma delle nervature.

Le caratteristiche geometriche dei pannelli sperimentati sono indicate in tab. I, e nelle figg. 1 e 2 sono schematizzati due tipi di pannelli con le relative attrezzature di prova.

Le prove sono state effettuate nel Laboratorio delle Officine FIAT-Motori Avio del Lingotto su una macchina di prova per trazione-compressione tipo Baldwin da 30 t (fig. 3).

Grazie ad un apposito registratore incorporato, in tale macchina è possibile stabilire direttamente il carico di cedimento del pannello con un errore inferiore all'1 %.

Per garantire il soddisfacimento dell'uniformità del carico è stata adottata un'apposita testata, il cui aggiustaggio sulla traversa mobile della macchina di prova avviene per mezzo di un accoppiamento di tipo prismatico, che, esercitando una energica azione di incastro, garantisce il perfetto parallelismo di tale testata con il piano di appoggio, permettendo altresì che tale parallelismo si mantenga inalterato anche sotto carico.

Per quanto riguarda le modalità di vincolo, nei pannelli tipo A e B, i bordi posti a diretto contatto

TABELLA I.

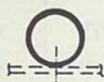
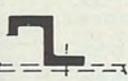
Pannelli sperimentati. — Caratteristiche geometriche e materiali. — Risultati delle prove.

| Tipo | Vincolo | Materiale delle nervature | Numero delle nervature | b (mm) | l (mm) | b _s (mm) | t _s (mm) | t _w (mm) | b _w (mm) | b _A (mm) | P* (kg) | σ* (kg/mm ²) | q/l (kg/cm ²) | | |
|------|-----------------------|---------------------------|------------------------|--------|--------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------|--------------------------|---------------------------|-------|------|
| A | | | 4 | | 300 | 150 | | | | | 15.550 | 15,61 | 8,64 | | |
| | | | | | | | | | | | 15.650 | 15,71 | 8,69 | | |
| | | | | | | | | | | | 15.825 | 15,89 | 7,54 | | |
| | | | | | | | | | | | 15.850 | 15,91 | 7,55 | | |
| | | | | | | | | | | | 15.250 | 15,31 | 6,35 | | |
| | | | | | | | | | | | 14.925 | 14,98 | 6,22 | | |
| B | zoccolo e resina | Pe-AC 4,5 | 3 | 600 | 300 | 200 | | | 1,6 | 20 | 16 | 11.700 | 12,62 | 6,50 | |
| | | | | | | | | | | | | 11.100 | 11,97 | 6,17 | |
| | | | | | | | | | | | | 11.850 | 12,78 | 5,64 | |
| | | | | | | | | | | | | 11.850 | 12,78 | 5,64 | |
| | | | | | | | | | | | | 11.450 | 12,35 | 4,77 | |
| | | | | | | | | | | | | 11.850 | 12,78 | 4,94 | |
| | | | | | | | | | | | | 15.000 | 13,55 | 8,33 | |
| | | | | | | | | | | | | 13.600 | 12,29 | 7,56 | |
| | | | | | | | | | | | | 14.200 | 12,83 | 6,76 | |
| | | | | | | | | | | | | 13.950 | 12,60 | 6,64 | |
| | | | | | | | | | | | | 14.550 | 13,14 | 6,06 | |
| | | | | | | | | | | | | | | | 400 |
| C | | | 4 | 578 | 290 | 150 | | | | | 18 | 15 | 7.560 | 9,97 | 4,51 |
| | | | | | | | | | | | | | 7.700 | 10,16 | 4,59 |
| | | | | | | | | | | | | | 7.200 | 9,50 | 4,08 |
| | | | | | | | | | | | | | 19.300 | 18,68 | 9,19 |
| | | | | | | | | | | | | | 18.325 | 17,74 | 8,73 |
| | | | | | | | | | | | | | 18.400 | 17,81 | 7,67 |
| D | intelaiatura in legno | Pe-AZ 5,8 | 3 | 600 | 350 | 200 | | | 1,8 | 22 | 17 | 17.250 | 16,70 | 7,19 | |
| | | | | | | | | | | | | 18.400 | 17,81 | 6,81 | |
| | | | | | | | | | | | | 17.700 | 17,13 | 6,56 | |
| | | | | | | | | | | | | 14.800 | 15,50 | 7,05 | |
| | | | | | | | | | | | | 13.350 | 13,98 | 6,36 | |
| | | | | | | | | | | | | 13.750 | 14,40 | 5,73 | |
| | | | | | | | | | | | | 14.300 | 14,97 | 5,96 | |
| | | | | | | | | | | | | 13.160 | 13,78 | 4,87 | |
| | | | | | | | | | | | | 12.850 | 13,46 | 4,76 | |
| | | | | | | | | | | | | 15.375 | 13,55 | 7,32 | |
| | | | | | | | | | | | | 17.000 | 14,98 | 8,10 | |
| | | | | | | | | | | | | 15.500 | 13,66 | 6,46 | |
| | 16.350 | 14,41 | 6,81 | | | | | | | | | | | | |
| | 16.200 | 14,27 | 6,00 | | | | | | | | | | | | |
| | | | | 450 | | | | | | | 15.750 | 13,88 | 5,83 | | |

N. B. — Il materiale della lamiera (Pl-AC 4,5) e il raggio di curvatura ($R = 1000$ mm) sono uguali per tutti i pannelli e così pure il tipo di sezione delle nervature (L).

TABELLA II.

Forma della sezione delle nervature di irrigidimento e numero di pannelli.

| Forma della sezione della nervatura | N° pannelli sperimentati | Bibliografia |
|---|--------------------------|-----------------|
|  | 107 | [1] |
|  | 24 | [28] |
|  | 19 | [3, 4] |
|  | 16 | [3, 4] |
|  | 49 | [3, 16, 18, 27] |
|  | 39 | [3, 4, 10, 11] |
|  | 1 | [3] |
|  | 1 | [3] |
|  | 54 | [6, 9] |
|  | 39 | (*) |

(*) Prove effettuate presso l'Istituto di Progetto di Aeromobili, di cui alla presente memoria.

delle testate di carico della macchina di prova sono annegati in uno zoccolo di materiale a basso punto di fusione e ciò per non causare alterazioni termiche nel materiale del pannello durante la colata.

Poiché l'unica proprietà richiesta a questo materiale è quella di una sufficiente rigidità unita ad un basso punto di fusione, si è preferito adottare una resina termoplastica di basso costo e di comoda applicazione.

Il vincolo è stato realizzato colando detta resina in un profilato ad U in lega leggera, sufficientemente rigido.

Tale vincolo è assimilabile a quello esercitato da un incastro continuo, in quanto non consente rotazioni e traslazioni in direzione del piano del pannello e normalmente allo stesso.

Come lunghezza l del pannello è stata assunta quella globale del pannello escluso lo spessore della parte di appoggio del profilato metallico (fig. 1).

Nei pannelli tipo C e D, tale vincolo è stato realizzato incastrando il provino in morsetti in faggio compensato, ottenendo un effetto del tutto analogo a quello dato dal tipo di vincolo impiegato nei pannelli tipo A e B (fig. 2).

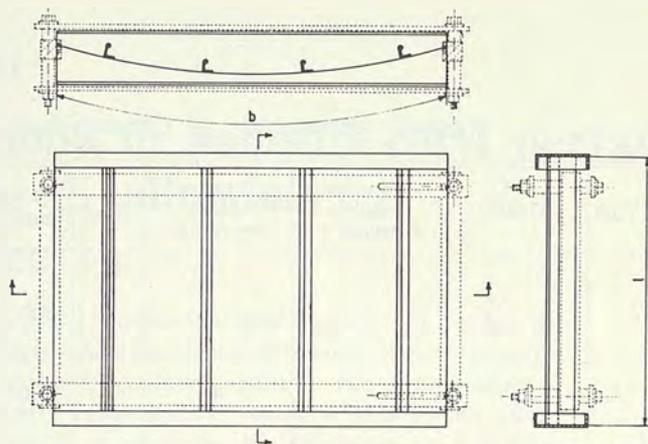


Fig. 1 - Pannello con incastro in zoccolo e resina (tipo A).

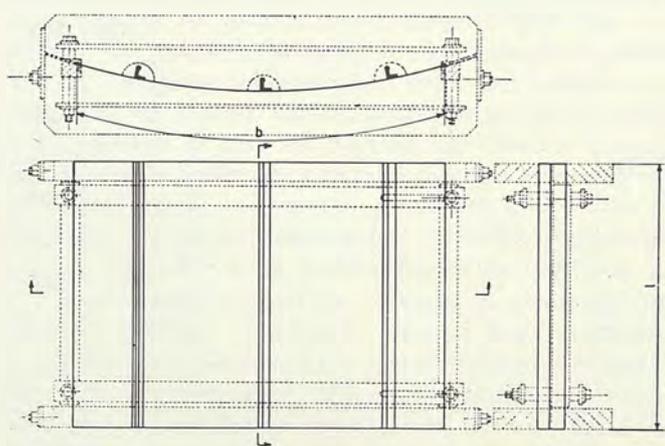


Fig. 2 - Pannello con incastro in morsetti in legno (tipo D).

Il vincolo dei bordi non caricati, invece, è stato realizzato, per tutti i tipi, mediante l'attrezzatura visibile nelle figg. 1 e 2, ed è assimilabile a quello esercitato da una cerniera continua, in quanto consente le rotazioni dei lati, impedendo però sempre ogni spostamento in direzione normale al bordo.

Una particolare cura è stata posta nel posizionamento del provino per un perfetto centraggio tra le testate della macchina di prova onde ottenere una uniforme distribuzione del carico su entrambi i bordi del pannello direttamente a contatto di tali testate.

Il carico, applicato idraulicamente, è stato fatto variare con continuità fino al valore corrispondente a quello di cedimento, che venne identificato senza possibilità di equivoco, in quanto quando il pannello raggiunge il carico di cedimento si ha una inversione nella curva carichi-tempi; il valore massimo definisce pertanto univocamente tale carico di cedimento.

Il cedimento, in tutti i provini, si manifesta con ingobbamenti delle nervature, che avvengono a valori sensibilmente superiori a quelli di imbozzamento della lamiera, la quale, quindi, solo parzialmente, concorre alla robustezza.

Le fotografie delle figg. 4 e 5 rappresentano pannelli rispettivamente del tipo B e C e sono state effettuate sotto un carico rispettivamente del 93 % e del 96 % di quello di cedimento. Dal loro esame risulta evidente l'ampiezza delle onde d'imbobramento.

I carichi di cedimento sono riportati nella tab. I.

I risultati così ottenuti, unitamente a quelli desunti dalla letteratura tecnica riportata in bibliografia, riguardano un totale di 349 provini, e sono riportati nel diagramma $\sigma_r^* - q/l$ di fig. 6.

La forma delle sezioni delle nervature di irrigidimento ed il relativo numero di pannelli sperimentati sono riassunti nella tab. II.

Seguendo il procedimento proposto ed adottato da G. Gabrielli per i pannelli piani [32], sulla base di tali elementi è stata tracciata una curva inviluppo della tensione massima di cedimento in funzione dell'indice di carico strutturale.

Tale curva, limitatamente ai dati raccolti, fornisce il massimo valore ottenibile nella tensione di cedimento e quindi il valore ottimo agli effetti del peso per i pannelli nervati composti, in funzione dell'indice di carico strutturale q/l .

L'andamento della curva inviluppo suddetta si può esprimere con la seguente equazione:

$$\sigma_r^*_{\max} = k(q/l)^n$$

nella quale i valori di k e n sono praticamente

costanti in ognuno dei tratti in cui la curva è stata divisa, come risulta dalla tab. III.

TABELLA III.

Valori dei coefficienti n e k nella equazione di σ_r^* e corrispondenti campi di validità di q/l .

| q/l (kg/cm ²) | $\sigma_r^*_{\max} = k(q/l)^n$ (kg/mm ²) | n (0) | k |
|--------------------------------|---|------------|------|
| < 3 | 6,3 $(q/l)^{0,95}$ | 0,95 | 6,3 |
| 3 ÷ 11 | 11,5 $(q/l)^{0,40}$ | 0,40 | 11,5 |
| 11 ÷ 43 | 20,4 $(q/l)^{0,16}$ | 0,16 | 20,4 |
| > 43 | 37,4 | 0 | 37,4 |



Fig. 4 - Pannello con incastro in zoccolo e resina (tipo B).

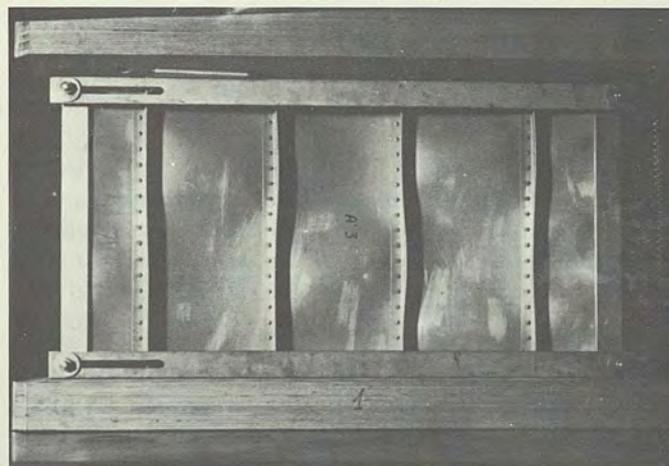


Fig. 5 - Pannello con incastro in morsetti in legno (tipo C).

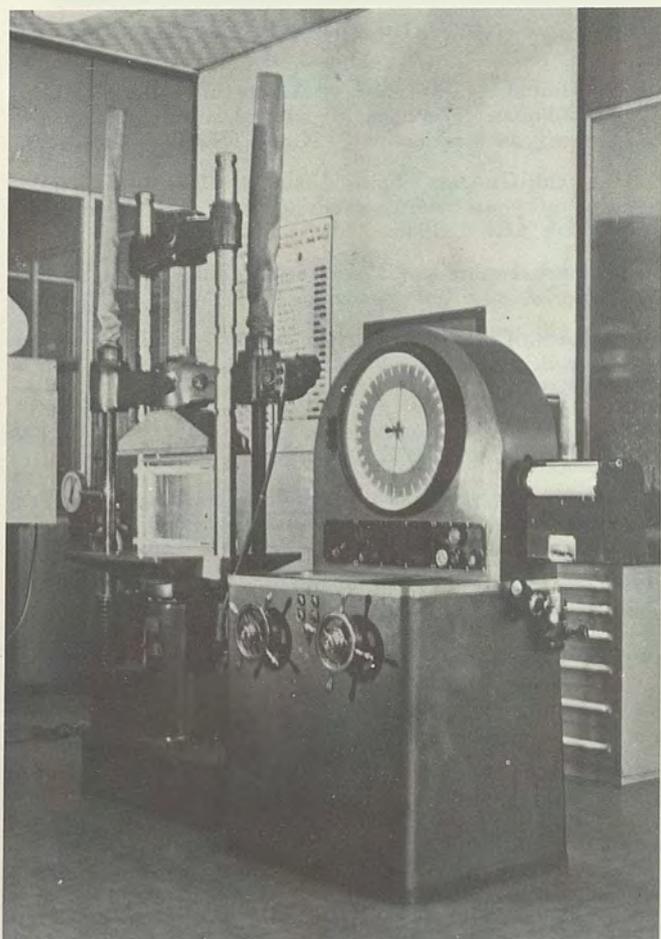
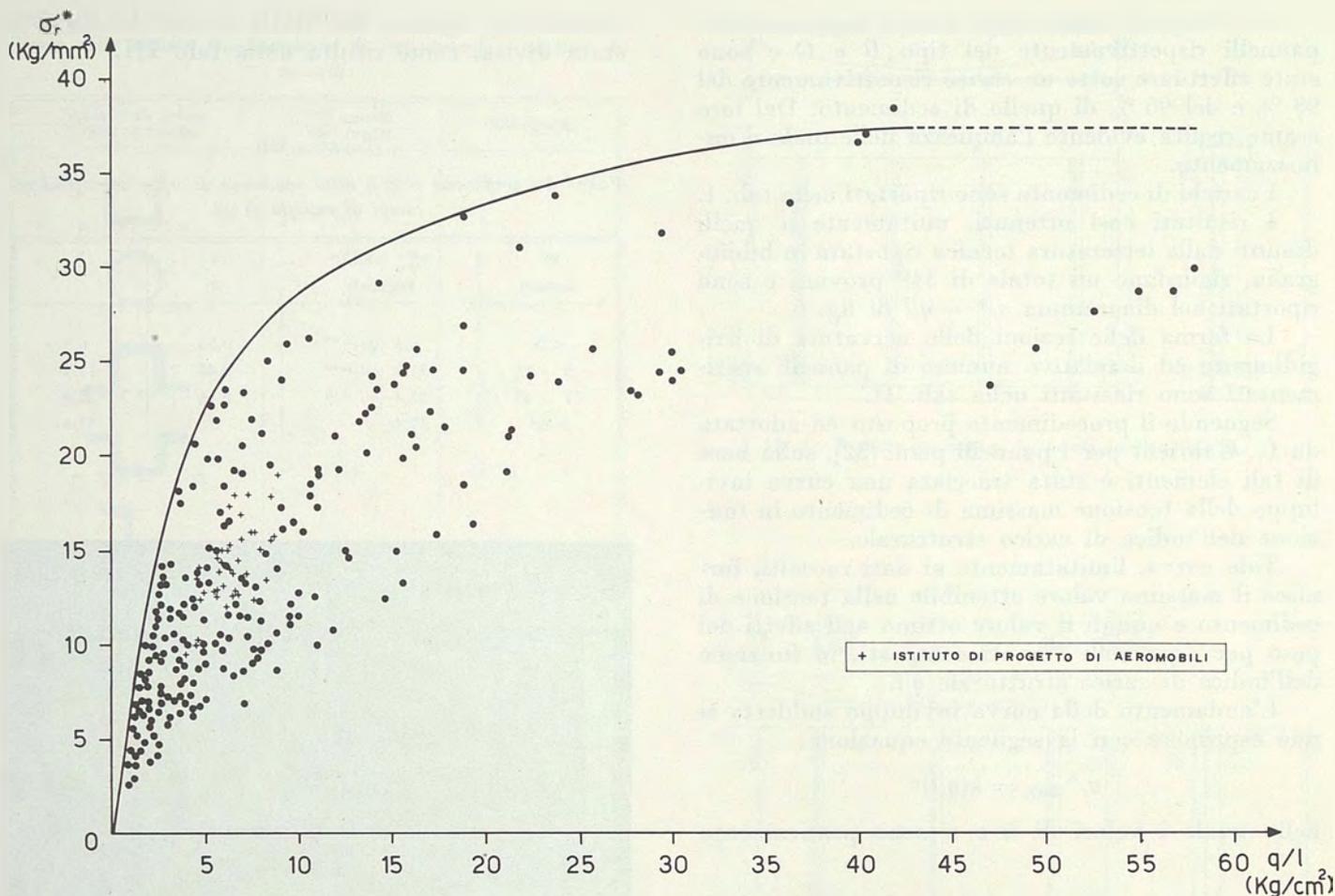


Fig. 3 - Macchina di prova Baldwin.

Poiché tale curva vale per le più differenti forme di sezione dei pannelli, si può ammettere che i valori di k e n non dipendano dalla forma delle sezioni, ma siano connessi solo con le grandezze fisiche che determinano il fenomeno di cedimento.



L'espressione del peso del pannello ottimo, e cioè il suo peso minimo in funzione di q/l e del flusso di carico q , risulta

$$Q_{\min} = \gamma \frac{q}{k(q/l)^n} bl.$$

Il peso riferito alla superficie del pannello sarà perciò

$$\left(\frac{Q}{bl}\right)_{\min} = \gamma \frac{q}{k(q/l)^n}.$$

È quindi evidente che il rapporto tra i pesi di due pannelli dello stesso materiale e delle stesse dimensioni b e l e che cedono sotto lo stesso carico P^* (aventi quindi lo stesso flusso di carico q e lo stesso indice di carico strutturale q/l) è dato dal reciproco delle rispettive tensioni di cedimento per ogni dato valore di q/l .

In tal modo è possibile nella fase di progetto preliminare di un velivolo valutare con una buona approssimazione il peso minimo delle strutture.

La curva involucro mette in evidenza l'importanza di scegliere la forma della sezione di pannelli che siano nel diagramma $\sigma^* - q/l$ il più possibile prossimi alla curva stessa. Ciò è particolarmente importante per valori poco elevati di q/l , quali sono quelli che normalmente si riscontrano su pannelli di fusoliera, per i quali gli indici di carico strutturale a robustezza sono generalmente compresi fra 4 e 10 kg/cm^2 per i velivoli da trasporto e fra 10 e 15 kg/cm^2 per i velivoli da caccia e scuola [35].

BIBLIOGRAFIA

- [1] LUNDQUIST, *Comparison of three methods for calculating the compressive strength of flat and slightly curved sheet and stiffener combinations*, « NACA TN 455 », Marzo 1933.
- [2] GERARD-DICKENS, *Stressed-skin structures. Compression tests of panel with tubular stiffness*, « R & M 1830, British ARC », 1936.
- [3] EBNER, *Theorie und Versuche zur Festigkeit von Schalenrumpfen*, « Luftfahrtforschung », 20 Marzo 1937.
- [4] KROMM, *Einfluss der Netteilung auf die Druckfestigkeit verteilter Schalen aus Duralumin*, « Luftfahrtforschung », 20 Marzo 1937.
- [5] COX-CLENSHAW, *Compression test on curved plates of thin sheet dural*, « R & M 1894, British ARC », 1941.
- [6] LUNDQUIST, *Preliminary data on buckling strength of curved sheet panel in compression*, « ARR - L. 690 », Novembre 1941.
- [7] LEVY, *Large deflection theory of curved sheet*, « NACA TN 895 », Maggio 1943.
- [8] STOWELL, *Critical compressive stress for curved sheet supported along all edges and elastically restrained against rotation along unloaded edges*, « RB 3107 », Settembre 1943.
- [9] CRATE-LEVIN, *Data on buckling strength of curved sheet in compression*, « ARR 3J04 », Ottobre 1943.
- [10] RAMBERG-LEVY-FIENUP, *Effect of curvature on strength of axially loaded sheet-stringer panels*, « NACA TN 944 », Agosto 1944.
- [11] MCPHERSON-FIENUP-ZIBRITOSKY, *Effect of development width on strength of axially loaded curved sheet-stringer panels*, « ARR 4H08 », Novembre 1944.

- [12] JACKSON-HALL, *Curved plates in compression*, « National Research Council of Canada, AR-1 », 1947.
- [13] VAN DER NEUT, *The general instability of stiffened cylindrical shells under axial compression*, « Report S. 314 », 1947.
- [14] SCHILDCROUT-STEIN, *Critical axial compressive stress of a curved rectangular panel with a central longitudinal stiffener*, « NACA TN 1879 », Maggio 1949.
- [15] SECHLER-DUNN, *Airplane structural analysis and design*, Ed. J. Wiley & Sons, IV ediz., 1952.
- [16] NAYLOR, *Effect of curvature on initial buckling and failure of stiffened curved panels in compression*, « Cranfield Institute of Technology », 1953.
- [17] SEMONIAN-PETERSON, *An analysis of the stability and ultimate compressive strength of short sheet-stringer panels with special reference to the influence of riveted connection between sheet and stringer*, « NACA TN 3431 », 1955.
- [18] BASHFORD, *The influence of curvature and stiffener spacing on the initial buckling of a stiffened curved panel in compression*, « Cranfield Institute of Technology », 1956.
- [19] GERARD-BECKER, *Handbook of structural stability. Part III. Buckling of curved plates and shells*, « NACA TN 3783 », 1957.
- [20] BECKER, *Handbook of structural stability. Part VI. Strength of stiffened curved plates and shells*. « NACA TN 3786 », Luglio 1958.
- [21] COX, *The application of the theory of stability in structural design*, « Journal of R. Ae. S. », vol. 62, n. 571, Luglio 1958.
- [22] —, *Collected papers on instability of shell structures 1962*, « Langley Research Center, N. 63-10804 ÷ 10861 », Dicembre 1962.
- [23] POPE, *On the axial compression of long, slightly curved panels*, « R & M 3392, British ARC », Ottobre 1963.
- [24] POPE, *The buckling behaviour in axial compression of slightly-curved panels, including the effect of shear deformability*, « RAE TR 66333 », Ottobre 1966.
- [25] GARKISCH, *Experimentelle Untersuchung des Beulverhaltens von Kreiszyklinderschalen mit exzentrischen Langsversteifungen*, « DLR-FB 67-75 », Gennaio 1967.
- [26] SINGER, *The influence of stiffener geometry and spacing on the buckling of axially-compressed cylindrical and conical shell*, « TAE Report n. 68 », Ottobre 1967.
- [27] FIAT - Div. Aviazione, G 222 TCM, *Prove strutturali pannelli a compressione*, Aprile 1968.
- [28] GABRIELLI, *Lezioni sulla Scienza del Progetto degli Aeromobili*, Vol. I, 2ª ediz., Levrotto & Bella, Torino 1968.
- [29] MCQUEEN-McCLAREN-MARTIN, *Integrally-formed structures: a new stiffened panel concept*, « AIAA Paper 69-760 », Luglio 1969.
- [30] SINGER, *The buckling of stiffened and unstiffened conical and cylindrical shells*, « TAE Report n. 102 », Ottobre 1969.
- [31] GABRIELLI-MASSA-SACCHI, *Sui risultati di una serie di prove di compressione al carico di cedimento su pannelli piani irrigiditi in leghe di alluminio e sulla loro utilizzazione nel progetto di strutture aeronautiche*, « Ingegneria », Gennaio 1970.
- [32] GABRIELLI, *Considerazioni sul peso minimo di alcuni tipi di pannelli piani nervati compressi*, Istituto Lombardo, Accademia di Scienze e Lettere, Marzo 1970.
- [33] ESSLINGER-GEIER, *Buckling and postbuckling behaviour of discretely stiffened thin-walled circular cylinders*, « Zeitschrift für Flugwissenschaften », Luglio 1970.
- [34] SINGER, *The buckling of stiffened and unstiffened shell structures*, « TAE Report n. 139 », Ottobre 1971.
- [35] GABRIELLI, *Lezioni sulla Scienza del Progetto degli Aeromobili*, Vol. II, 1ª ediz., Levrotto & Bella, Torino 1971.
- [36] ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, *Data Sheets, Structures*.
- [37] UNI-UNAVIA, *Tabelle 811-02, 811-10, 813-41*.

L'industria aeronautica europea e le sue prospettive.

Cenni retrospettivi e situazione attuale.

Prima di entrare in argomento mi sembra utile risalire al passato per ricostruire a grandi linee lo sviluppo dell'attività aeronautica in Europa e negli Stati Uniti dal punto di vista della ricerca scientifica e tecnologica, dell'industria e del trasporto.

All'inizio degli anni '30, quando cioè ebbero concreto inizio i trasporti aerei regolari in Europa, le linee aeree avevano in dotazione velivoli, motori ed accessori di ideazione e fabbricazione europea (Fokker, Junkers, Handley-Page, Dornier, Savoia-Marchetti, Fiat G.18 e G.18V, ecc.).

Negli Stati Uniti il velivolo più avanzato in servizio nelle linee aeree era il Boeing 247, impiegato nella linea più importante che traversava il continente da New York a San Francisco, con un volo della durata di 19 ore in sette tappe.

Dopo la realizzazione di un aeroplano sperimentale Ford (ispirato sia al Fokker che allo Junkers), la Douglas nel 1933 presentò il DC-2, capostipite di una grande, riuscitissima famiglia di velivoli, segnando l'avvento di una tecnica che ha dominato incontestabilmente il mondo dei trasporti aerei. Esso costituisce il punto di partenza dei velivoli da trasporto americani di linea i cui sviluppi sono rappresentati dalla lunga serie di Douglas, Boeing, Lockheed ed, in misura minore, Convair ed altri.

Dopo la seconda guerra mondiale l'Europa si trovò priva di velivoli civili da trasporto di propria concezione ed il nostro continente fu costretto ad impiegare velivoli militari convertiti di costruzione americana, come DC-3, Convair, Constellation, DC-4 successivamente DC-6, che costituirono la massa della flotta aerea dell'immediato dopoguerra (in Italia furono impiegati anche gli S82 ed i G.12).

Con l'avvento dei turboelica e dei turbogetti, l'Europa si fece avanti negli anni '50 con i Viscount, i Comet, i Caravelle, e successivamente nel campo dei grandi velivoli con il VC 10, ma il grosso delle flotte aeree fu e rimase basato sui velivoli americani.

Nel settore della scienza e della ricerca aeronautica va ricordato che l'Europa con le sue Scuole ed i suoi Laboratori ha posto le basi dello sviluppo e delle realizzazioni aeronautiche in tutti i campi.

Ricordiamo, ad esempio, il DVL (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt) di Adlerhof che rimane nella storia dell'aeronautica come uno dei più importanti esempi di organizzazione di ricerca, estesa già a quell'epoca dai materiali alle strutture, alla combustione, alla aerodinamica, ecc. come ne fanno testimonianza i famosi « Abhandlungen ».

In questo quadro retrospettivo va detto che la costruzione metallica dei velivoli ebbe inizio in Europa nel 1917 con un famoso caccia Junkers che

può essere preso come prototipo delle costruzioni metalliche in leghe di alluminio.

Va ancora detto che le leghe di alluminio nacquero nel 1910 in Renania per essere impiegate nei famosi dirigibili rigidi.

I VTOL, gli elicotteri, i motori a getto, sono nati in Europa, ma le realizzazioni più numerose e più avanzate si sono concretate successivamente negli Stati Uniti.

Sarebbe lungo descrivere lo sviluppo storico della scienza e della tecnica aeronautica, che in Europa hanno avuto sino al 1940 uno sviluppo superiore a quello registrato negli Stati Uniti, mentre le industrie americane ed europee erano equivalenti come capacità inventiva, produttiva e competitiva sul mercato mondiale.

Ma qual è oggi la situazione?

Per quanto riguarda lo sviluppo industriale occorre considerare la posizione militare e quella civile nel loro insieme perché, anche se per ragioni politiche interne l'interdipendenza tra i due campi cambia tra Stato e Stato, l'attività che si appoggia alle esigenze della difesa ha sempre un peso determinante a tutti gli effetti.

Così pure sarebbe più corretto parlare d'industria aerospaziale perché l'attività spaziale europea, pur di limitata entità, gravita quasi esclusivamente nella sfera dell'aerodinamica sia per i problemi tecnico-scientifici che produttivi.

L'industria aerospaziale inglese, attualmente in fase di ridimensionamento, è la più completa in quanto abbraccia tutti i settori del sistema, ed eccelle particolarmente nel campo dei motopropulsori. Essa fa sforzi notevoli per associarsi ad altri Paesi per la realizzazione di nuovi progetti civili e militari.

In Francia l'industria aerospaziale, sostenuta da commesse militari di grande ampiezza, ha potuto esplicitare una attività sensibile anche nel settore civile.

L'industria aerospaziale tedesca è in fase di assestamento: ha fatto grandi progressi nella organizzazione di centri importanti di ricerca e di studio ed ha tentato con successo la creazione di prototipi militari e civili di piccolo tonnellaggio. Essa sembra decisa a realizzare un suo programma militare e, subordinatamente, anche uno civile.

L'industria svedese costituisce un piccolo ma organico complesso altamente qualificato sul campo militare.

Quella olandese, con i contributi e l'appoggio del Governo, ha svolto una politica molto intelligente nel campo della ricerca applicata e dei velivoli civili tanto da conquistare una posizione di prestigio internazionale ed un proprio mercato.

Le industrie belga, spagnola e svizzera sono relativamente modeste e settoriali e si appoggiano principalmente su accordi di collaborazione e riproduzione di sistemi sotto licenza.

Infine in Italia l'industria aeronautica ha mostrato una vitalità confermata da notevoli affermazioni sui mercati esteri nel campo dei velivoli militari e degli elicotteri, mentre nel settore del trasporto civile la sua presenza è relativamente modesta.

Passando agli Stati Uniti, si può affermare che essa è l'unica nazione che possiede un'industria aeronautica completa ed indipendente come sistema da ogni punto di vista.

Anche se i primi velivoli a getto e gli stessi motori a getto sono nati in Europa — Heinkel 178 (1939); Caproni-Campini (1940); Gloster E. 29/39 (1941) — sussiste oggi il fatto incontestabile che gli Stati Uniti sono decisamente alla guida dello sviluppo tecnologico, scientifico e produttivo.

Ciò è dovuto al notevole apporto dei programmi militari e spaziali nel fatturato totale annuo, alla produttività in ogni settore e specialità ed al livello scientifico e tecnologico elevatissimo e che, peraltro, è in continuo vertiginoso progresso.

Ciò spiega perché la produzione dei grandi e medi aeroplani da trasporto civile sia quasi un monopolio degli U.S.A.

Nel campo dei velivoli civili da trasporto di grande e medio tonnellaggio, l'Europa si trova invece in condizioni di inferiorità, principalmente a causa della grande dispersione delle risorse e della mancanza di programmi appropriati e chiari.

Nel materiale di volo, infatti, gli Stati Uniti hanno praticamente il predominio, come risulta dalla constatazione che sul valore dei 6000 aeroplani in servizio alla fine del 1971 nelle nazioni aderenti all'O.A.C.I. (esclusa la Russia) la produzione europea è presente con una percentuale certamente non superiore al 15%.

Fanno eccezione gli elicotteri ed i motori, la cui produzione europea regge bene il confronto qualitativo con gli U.S.A. Infatti, in questi settori l'Europa ha raggiunto risultati eccellenti anche nella concezione dei sistemi completi.

Passando al campo dell'attività di ricerca negli U.S.A. basta ricordare la dimensione e la capacità della N.A.S.A., e quella dei grandi laboratori industriali della Lockheed, della North American Aviation, della Boeing, della General Electric, della Hughes, e così via, che sono imponenti organizzazioni di ricerca in tutti i campi dello scibile aeronautico, dalla gas-dinamica all'elettronica, dai nuovi materiali metallici non tradizionali e di quelli composti, alle fuel-cells, agli accessori più disparati, ai motopropulsori, all'ingegneria umana, ecc.

L'esperienza spaziale trascina la tecnologia U.S.A. verso mete sempre più avanzate, non solo per le scoperte e le innovazioni che da esse derivano, ma per la rapidità stessa con cui il progresso viene realizzato.

La vecchia Europa rimane una fonte inesauribile di idee, ma i suoi uomini lottano a causa della

scarsità dei mezzi e soprattutto della grande dispersione delle risorse.

Basti citare che le gallerie aerodinamiche esistenti in Europa sono inadeguate e sotto certi aspetti non soddisfano le condizioni tecniche essenziali di una industria aerospaziale competitiva, cosicché c'è una necessità tecnica vitale di nuove grandi gallerie aerodinamiche di tipo particolare senza le quali l'industria europea non sarà in grado di competere.

Gli investimenti richiesti per provvedere queste gallerie sono superiori a quelli che possono essere accettati da singole nazioni; ne segue che esse possono essere realizzate solo su basi cooperative europee.

Nel campo della « Europa Spaziale » la situazione è drammatica: a qualche mese dalla prevista fusione di tutti gli organismi spaziali europei — E.S.R.O., E.L.D.O. e C.S.E. — in un unico ente (l'« Agenzia Spaziale Europea ») viene abbandonato il progetto di « Europa 3 » e successivamente « Europa 2 », privando in tal modo la E.L.D.O. di qualsiasi attività.

In questa situazione non rimane che il programma dei satelliti, peraltro condizionato dalla disponibilità di vettori, per cui c'è da domandarsi a che serve una organizzazione spaziale europea unica.

Qualcuno ha affermato che in questa situazione l'« Agenzia Spaziale Europea » servirebbe solo a mascherare l'incapacità degli Stati del vecchio continente ad unirsi ed a ragionare da europei nel campo spaziale come in altri campi. Ciò significa che i nazionalismi resteranno sempre vivaci fino a quando non sarà nata l'Europa politica.

Su alcune azioni in materia di politica industriale e di ricerca tecnologica.

Lo stato e la capacità dell'industria aeronautica europea ed i problemi connessi col suo sviluppo da tutti i punti di vista (tecnico-scientifico, industriale, economico-finanziario e politico) sono stati oggetto di numerosi studi e dibattiti per iniziativa di Associazioni di categoria nazionali e comunitarie, di Ministeri e di altri Enti civili e militari.

Ci riferiamo in particolare a:

- U.E.O. (Unione Europea Occidentale);
- A.I.C.M.A. (Association des Constructeurs de Matériel Aérospatial);
- N.A.T.O. (North Atlantic Treaty Organization);
- C.E.E. (Commissione delle Comunità Europee).

L'U.E.O. ed il Consiglio d'Europa si sono occupati a varie riprese con i Governi ed i Parlamentari dei Paesi membri, della costituzione di un mercato comune europeo nel campo aeronautico e spaziale.

La N.A.T.O. sin dal 1954 ha svolto un ruolo importante ai fini dell'unificazione degli armamenti ma si è dovuto constatare che i risultati raggiunti

nel campo aeronautico ad eccezione del Fiat G 91, non sono stati molto incoraggianti.

Infatti molti problemi sono stati messi allo studio spendendo somme ed energie notevoli, ma lo svolgimento dei lavori è stato molto lento e soprattutto le conclusioni hanno in gran parte deluso.

L'A.I.C.M.A., fin dall'ottobre del 1968 ha trasmesso ai Ministri della Difesa, dell'Industria, dei Trasporti, ecc. dei Paesi aderenti alla sua organizzazione, con una lettera dell'allora suo Presidente Lord Caldecote, un *Memorandum* elaborato da un Gruppo di lavoro diretto dal signor Claudio Dornier Jr. sul modo di attuare una collaborazione europea permanente coordinata a livello governativo nel campo aeronautico, al fine di renderla concorrente con successo sui mercati mondiali.

Eccone le principali raccomandazioni e conclusioni:

— Determinare le esigenze aeronautiche del mercato europeo a corto ed a lungo termine (compresi cellule, motori ed equipaggiamenti) differenziate in fabbisogni civili e militari, fissando un ordine di priorità.

— Fare un programma comune degli aerei da sviluppare in collaborazione da parte delle industrie aeronautiche dell'Europa Occidentale, tenendo conto della pianificazione delle esigenze.

— Formulare un programma comune europeo di ricerche basato sulla migliore utilizzazione delle possibilità offerte dai vari Paesi occidentali, ed amministrare i mezzi finanziari necessari alla realizzazione dei suindicati programmi di sviluppo e ricerca in caso di programmi comuni.

— Aiutare la vendita dei tipi di materiali prodotti nell'Europa occidentale, favorendo reciprocamente le possibilità di esportazione, e del relativo finanziamento, e definire, tramite una stretta collaborazione fra i servizi governativi e l'industria, regolamenti e norme uniche di omologazione ed accettazione dei materiali aeronautici civili e militari.

Alcuni di questi problemi hanno formato oggetto di ulteriori approfondimenti e discussioni in sede A.I.C.M.A., ed hanno condotto a formulazioni concrete in dettaglio come i differenti progetti relativi alle Norme di Unificazione dei Materiali e degli Accessori, al Certificato di Omologazione Europeo, e ad uno studio sulle « *Conseguenze economiche ed implicazioni a lungo termine degli acquisti in dollari di equipaggiamenti aeronautici* », che, pubblicato nel 1969, fu trasmesso alle Autorità Ministeriali, agli Enti industriali interessati dai Paesi membri ed alla C.E.E.

Succeduto per il biennio 1969-70 a Lord Caldecote, alla Presidenza dell'A.I.C.M.A., ho curato e seguito personalmente lo sviluppo di queste azioni e posso affermare che le risposte e le reazioni dei Ministeri interessati sono state di apprezzamento per i lavori relativi all'armonizzazione delle norme giuridiche, finanziarie, doganali e tecnologiche, ma non incoraggianti per l'offerta di collaborazione nel compito di pianificazione perché questa avrebbe

dovuto essere risolta nel quadro dell'integrazione economica europea.

Di conseguenza, l'A.I.C.M.A. nei primi mesi del 1969 ha preso contatto con Funzionari della Direzione generale degli Affari Industriali della C.E.E., per sollecitare un intervento della C.E.E. stessa. Questa, peraltro, aveva in corso di sviluppo degli studi che a seguito del *Memorandum* della Commissione al Consiglio sulla « *Politica industriale della Comunità* » (*Memorandum* Colonna di Paliano) del 23 marzo 1970, sono stati concretati con una « *Comunicazione sulle azioni in materia di politica industriale e tecnologica della Comunità da intraprendere nel settore aeronautico* » che fu presentata dalla Commissione al Consiglio il 12 luglio 1972.

Tale documento concludeva con le seguenti raccomandazioni e comunicazioni:

— Coordinamento delle politiche di sviluppo degli Stati membri e ravvicinamenti strutturali di imprese nel settore aeronautico.

— Inquadramento, a livello comunitario, degli aiuti a favore delle attività di ricerca e sviluppo degli investimenti e della commercializzazione nel M.C. concernenti gli aerei civili costruiti nella Comunità nell'ambito di programmi transnazionali.

— Disposizioni comuni in materia di assicurazione crediti, di crediti, di garanzia di cambio e di garanzia contro gli aumenti di costi per le esportazioni.

— Situazione tariffaria dei prodotti aeronautici. Si può dire che anche questa iniziativa, almeno finora, non ha avuto un seguito effettivo e concreto.

Naturalmente le prospettive di sviluppo e dei relativi investimenti nel settore dell'industria aeronautica sono stati oggetto di numerosi altri studi e di indagini sia a livello europeo che nazionale da parte di Enti e studiosi.

Tra questi, per quanto riguarda l'Italia, citiamo la « *Relazione* » della Commissione interministeriale per l'industria aeronautica (istituita dal C.I.P.E. nel luglio del 1967) pubblicata e diffusa nel 1970 a cura del Ministero del bilancio e della programmazione economica.

Proprio nei giorni scorsi per iniziativa del « *Financial Times* » ha avuto luogo a Londra una « *Conferenza* » dedicata al futuro dell'industria aerospaziale e all'esame delle possibilità per la creazione di una completa industria europea e della collaborazione tra industria americana ed europea.

Sarà interessante conoscere le eventuali conclusioni del dibattito che è seguito alle numerose memorie presentate da uomini responsabili dell'industria (inglese, francese, tedesca ed americana) dell'E.S.R.O., del « *progetto Airbus* » e dal Ministro inglese per « *Aerospace and Shipping* ».

Il fatto che tale Conferenza sia stata annunciata dal *Financial Times* come la più importante dell'anno dimostra la sensibilità negli ambienti industriali e governativi inglesi, proprio in questo momento in cui l'Inghilterra con rinnovato ardore si presenta nella Comunità Europea.

Tutto quello che è possibile dire, analizzare, proporre nel campo dell'industria aerospaziale europea è stato detto sia in sede allargata e sia in sedi ristrette nazionali. L'unica cosa che manca, e continua a mancare, è una qualsiasi concreta e fattiva azione.

Le condizioni per lo sviluppo.

Mi sembra chiaro, dopo quanto detto, che qualsiasi discorso sulle prospettive dell'industria aeronautica europea è condizionato alla possibilità di applicare, ed in quale misura, le azioni che sono state proposte dall'A.I.C.M.A. e dalla C.E.E.

In realtà le proposte della C.E.E. praticamente coincidono con quelle dell'A.I.C.M.A., ma pongono come condizione prioritaria, con ragionamenti molto faragginosi, una concentrazione delle strutture industriali.

Questa condizione è assurda od almeno fuori luogo, proprio mentre si manifestano inquietudini sull'avvenire dell'industria aeronautica francese e rappresentanti ufficiali autorizzati della Repubblica Federale Tedesca si domandano se è o no necessario conservare l'industria aerospaziale tedesca. Sarebbe come iniziare a costruire la casa dal tetto!

Ciò che occorre oggi non è la ricerca di nuove strutture industriali, ma un programma concordato su basi larghe comprendenti pochi progetti concreti e ben selezionati.

Un esponente dell'industria aeronautica francese, René Lucien, studioso di provata e lunga esperienza, suggerisce che l'industria debba essere esaminata sotto il suo doppio aspetto civile e militare e, nel piano militare, propone di creare presso l'U.E.O., un centro di coordinamento per determinare le missioni di difesa di carattere europeo.

Sul piano dell'aeronautica civile ritiene che gli organismi comunitari di Bruxelles dovrebbero prendere posizione non sull'integrazione delle industrie aeronautiche, che non ha probabilità di successo che nella misura in cui si possono vendere dei velivoli, ma verso un insieme di decisioni dirette alla creazione di un mercato europeo.

Conclude però dicendo che qualsiasi rimedio all'insieme delle circostanze sfavorevoli dell'industria aerospaziale « implica che l'Europa si faccia e ciò necessita innanzi tutto di una moneta comune, conseguenza logica di una volontà comune di arrivare ad un insieme economico suscettibile di tenere il suo rango nel concerto delle nazioni ».

Sarebbe presuntuoso da parte mia suggerire formule. D'altra parte sembra difficile aggiungere proposte a quelle fatte dall'A.I.C.M.A.

Ciò che si può sicuramente affermare è che continuando nell'attuale situazione, il decadimento dell'industria aerospaziale europea continuerà.

Se si vuole arrestare in qualche modo questo processo in attesa che si realizzi l'unità politica dell'Europa occorre applicare un rimedio a breve termine e questo è possibile se i Governi europei interessati all'industria aeronautica si impegnano fermamente su un programma concordato sin dalla fa-

se iniziale di progetto con una ripartizione dei lavori che tenga conto delle spese per la ricerca e lo sviluppo, e degli ordinativi.

Senza un tale impegno fermo, infatti, la collaborazione diventerebbe illusoria e dannosa.

La scelta del programma nel campo civile dovrebbe comprendere due o al massimo tre tipi di velivoli passeggeri e merci di medio e grande tonnellaggio, quali sostituti futuri di quelli oggi in servizio.

Nel fare il programma occorrerebbe tener conto dell'esperienza che può essere tratta da un esame di quelle scelte inadatte che hanno nuociuto allo sviluppo dell'industria aeronautica europea.

Così, ad esempio, occorre riconoscere che è stato un errore aver concentrato ingenti risorse in un progetto ambizioso e scarso di prospettive commerciali come il « Concorde ».

Questo mio parere non ha nulla a che fare con l'alto contenuto scientifico e tecnico di tale realizzazione, ma riguarda solo il suo aspetto commerciale.

Così pure occorre riconoscere che il programma dell'« Airbus » è stato ed è ostacolato ingiustificatamente. Esso è un programma valido, ma certamente subirà le conseguenze del ritardo nel concretamento delle decisioni che hanno condotto alla sua realizzazione. Tutti gli sforzi dovrebbero essere quindi fatti per affrettarne il compimento e favorirne l'impiego se esso, come è da augurarsi, corrisponderà in modo competitivo al materiale americano.

Nel campo militare i programmi di collaborazione nell'ambito della N.A.T.O. sono praticamente mancati. Anche il G. 91, malgrado il suo grande successo, ha dovuto affrontare molti ostacoli e *remore*.

Oggi l'unico progetto nel campo dei velivoli militari è l'M.R.C.A., che certamente rappresenta una buona scelta, ma l'attuale base di collaborazione è troppo ristretta, ed occorre fare ogni sforzo per allargarla.

Ciò è vitale per lo sviluppo futuro del progetto.

È necessario estendere la collaborazione ad altri sistemi di aerei, particolarmente complessi, sempre su impegni ben precisi e chiari sin dall'inizio dello sviluppo del progetto per giungere così alla valutazione come risultante di una concezione unica che rappresenta la somma di un lavoro di *équipe* delle varie nazioni.

Ciò, oltre a dimostrare una volontà politica comune, porterebbe ad una economia che è tanto più necessaria specie ora che è giunto il momento in cui l'Europa deve sobbarcarsi una parte sempre maggiore delle spese per la difesa occidentale.

Per quanto riguarda i mezzi (uomini ed attrezzature) per la ricerca e le prove industriali, occorrerebbe raggiungere una maggiore intesa, tra gli Enti di ricerca più importanti esistenti e l'industria, attraverso la creazione di un apposito Comitato internazionale per la collaborazione nella ricerca industriale aeronautica e realizzare finalmente su basi internazionali quelle installazioni di prova mancanti in Europa, tra le quali in primo luogo

le gallerie aerodinamiche, alle quali abbiamo fatto cenno.

Tale Comitato dovrebbe facilitare il più ampio scambio di informazioni sulle possibilità offerte dai vari centri di ricerca specializzati e favorire l'utilizzazione dei mezzi esistenti nei laboratori europei (uomini ed installazioni) dando così un contributo al coordinamento della ricerca.

In mancanza di un'azione immediata e responsabile l'industria aeronautica europea continuerà a vivere il penoso dilemma che molti anni fa un industriale aeronautico francese ha sintetizzato con la seguente frase di Paul Valery:

« Nous sommes pris entre ce que ne veut pas mourir et ce qui ne peut arriver à naître ».

BIBLIOGRAFIA

- G. GABRIELLI: *Prospettive della produzione aeronautica europea*. Conferenza tenuta a Düsseldorf su invito dell'Arbeitsgemeinschaft für Forschung des Landes Nordrhein-Westfalen, 6 ottobre 1965.
- G. GABRIELLI: *Possibilità di collaborazione in campo aeronautico fra Europa e Stati Uniti*, 30 marzo 1967.
- G. GABRIELLI: *Il settore del trasporto aereo nella politica di sviluppo tecnologico*. Simposio sul livello tecnologico dei vari settori industriali in Italia, organizzato dalla Federazione Associazioni Scientifiche e Tecniche (F.A.S.T.), Milano, 5-6 giugno 1967.
- R. M. CLARKSON, G. GABRIELLI, A. H. C. GREENWOOD: *Prospettive e problemi dei nuovi tipi di velivoli durante il decennio 1970-1980*. Simposio su « La tecnologia aeronautica nell'economia europea », organizzato dalla Association Internationale des Constructeurs de Matériel Aérospatial (A.I.C.M.A.) Londra 13-14 settembre 1967.
- G. GABRIELLI: *Intervento alla VI Riunione della Commissione Interministeriale per l'Industria Aeronautica*, Roma, 20 novembre 1967.
- G. GABRIELLI: *Possibilità di sviluppo dell'industria aeronautica e spaziale italiana*. Convegno su « Divario tecnologico e politica industriale », Roma, 9 giugno 1968.
- A.I.C.M.A.: *Memorandum sur l'Industrie Aéronautique Européenne*. 30 settembre 1968.
- G. GABRIELLI: *Stato, capacità, adattabilità, possibilità di produzione bellica, connessi impegni finanziari e di tempo dell'Industria Aeronautica Nazionale*. Conferenza tenuta al Centro Alti Studi Militari (C.A.S.M.), Roma, 14 febbraio 1969.
- G. GABRIELLI: *Prospettive di una politica per l'industria aeronautica civile in Italia*. Rivista « Il Triangolo », n. 2, febbraio 1969.
- G. GABRIELLI: *Collaborazione internazionale delle industrie aerospaziali*. Rivista « Il Triangolo », n. 9, settembre 1969.
- A.I.C.M.A. (Association Internationale des Constructeurs de Matériel Aérospatial): *Conséquences économiques et implications à long terme des achats en dollars d'équipement aéronautique*. Rapporto preparato da un apposito Gruppo di Lavoro dell'A.I.C.M.A., 1969.
- Relazione della Commissione Interministeriale per l'Industria Aeronautica, istituita dal Comitato Interministeriale per la Programmazione Economica (C.I.P.E.), Roma, 1970.
- G. GABRIELLI: *Aspetti tecnici di alcuni problemi connessi con lo sviluppo dei velivoli nel prossimo futuro*. Conferenza tenuta alla XXXII Assemblea Generale Annuale della « International Union of Aviation Insurers », Venezia, 1° giugno 1972.
- Comunicazione della Commissione delle Comunità Europee al Consiglio sulle azioni in materia di politica industriale e tecnologica della Comunità, da intraprendere nel settore aeronautico. Bruxelles, 12 giugno 1972.
- A.G.A.R.D. - Large Wind Tunnels Working Group: *The Need for Large Wind Tunnels in Europe*. A.G.A.R.D. Advisory Report n° 60, dicembre 1972.
- R. LUCIEN: *L'industrie aéronautique face au paradoxe de la construction de l'Europe*. Air & Cosmos, n. 481, 5 maggio 1973.

Sul valore del "Fattore di utilizzazione dell'energia" di alcuni tipi di veicoli da trasporto alla velocità media delle rispettive missioni basiche.

(con G. GONELLA)

Simboli

| | | |
|------------------------|--|--|
| Q_{pag} | peso del carico pagante della missione | $\left[\begin{array}{c} t \\ \end{array} \right]$ |
| Q_{comb} | peso di combustibile consumato nella missione | $\left[\begin{array}{c} kg \\ \end{array} \right]$ |
| p | potere calorifico del combustibile | $\left[\frac{kcal}{kg} \right]$ |
| E_m | energia in unità meccaniche, consumata nella missione | $\left[\begin{array}{c} kg\ m \\ \end{array} \right]$ |
| E_i | energia in unità elettriche, consumata nella missione | $\left[\begin{array}{c} kw\ h \\ \end{array} \right]$ |
| D | distanza percorsa | $\left[\begin{array}{c} km \\ \end{array} \right]$ |
| T | durata della missione | $\left[\begin{array}{c} h \\ \end{array} \right]$ |
| $V_{mm} = \frac{D}{T}$ | velocità media della missione | $\left[\frac{km}{h} \right]$ |
| H | calorie consumate dall'uomo per effettuare un lavoro esterno riferito alla durata di un'ora | $\left[\frac{kcal}{h} \right]$ |
| f | $= 10^6 \frac{Q_{pag} \times D}{E_m} = 10^6 \frac{Q_{pag} \times D}{427\ p\ Q_{comb}} = 10^6 \frac{Q_{pag} \times D}{366930\ E_e} = 10^6 \frac{Q_{pag} \times V_{mm}}{427\ H}$ | $\left[\begin{array}{c} O \\ \end{array} \right]$ |

Premessa

Il grande aumento nella massa e nella velocità di tutti i tipi di trasporto comporta impiego di potenze e consumi di energia sempre maggiori, e richiede quindi una valutazione del grado di utilizzazioni dell'energia in rapporto alla capacità di trasporto.

E' noto che il consumo di com-

combustibile in qualsiasi veicolo che assolve una missione di trasporto varia in dipendenza del profilo della missione, che comprende anche eventuali fermate intermedie, e la cui scelta è subordinata alle esigenze dell'esercizio pratico ed alle caratteristiche del veicolo.

Numerosi parametri sono stati istituiti per rappresentare i rapporti esistenti tra il peso del combustibile consumato, la lunghezza del percorso, la velocità media, il carico pagante (oppure il peso totale del veicolo), ecc. corrispondenti ad una data missione di trasporto.

Per creare un parametro che fosse valido nel caso più generale e comprendesse anche i veicoli elettrici ed i veicoli animali, G. GABRIELLI ha adottato in luogo del peso del combustibile consumato il suo contenuto energetico, espresso in unità meccaniche ottenendo così un fattore adimensionale f che ha definito « fattore di utilizzazione dell'energia » relativo alla capacità di trasporto del carico pagante del veicolo per una data missione:

$$f = \frac{Q_{pag} D}{E_m} \quad [O]$$

(1) Per gentile concessione degli Autori la Nota viene riprodotta dagli Atti del Convegno Internazionale delle Comunicazioni - Genova, X-1973.

(*) Direttore dell'Istituto di Progetto di Aeromobili - Politecnico di Torino.

(O) Ricercatore presso l'Istituto di Progetto di Aeromobili - Politecnico di Torino.

Di tale fattore ha dato qualche valore indicativo per tipi di veicoli da trasporto passeggeri e/o merci terrestri, marini ed aerei od animati.

Nella presente comunicazione presentiamo valori di f per numerosi tipi di veicoli allo stato attuale di sviluppo in corrispondenza della velocità media della loro missione principale che chiamiamo *basica*.

A tale scopo abbiamo considerato per ognuno dei tipi che figurano nella Tabella 1 un certo numero di veicoli, dei quali abbiamo ricercato il valore del fattore f relativo alla propria missione *basica* prescelta.

Premettiamo alcuni chiarimenti sul procedimento adottato per il calcolo di f .

L'energia equivalente è quella totale consumata nella missione considerata in tutte le fasi dal punto di partenza a quello di arrivo, comprende cioè quella direttamente connessa per la propulsione che quella connessa con i servizi ausiliari del veicolo e che fanno capo allo stesso sistema motore della propulsione oppure ad un sistema di potenza apposito.

La distanza D è quella *effettiva* nei veicoli terrestri di superficie su rotaia o su strada; per quelli aerei e per quelli marini D va intesa come la distanza minima tra le località collegate.

La velocità è stata calcolata in base al tempo che intercorre dalla partenza all'arrivo tra le stazioni terminali previste nella missione, e l'abbiamo chiamata velocità media della missione (V_{mm}).

Essa è la velocità media effettiva del trasporto, comprendendo, come avviene spesso nel caso dei treni, autobus, tram, ecc., le fermate intermedie.

Circa il carico pagante si deve osservare che nei veicoli con potenza autonoma, i quali nella quasi totalità sono a combustibile liquido, una parte più o meno grande del loro carico utile è riservato al combustibile stesso.

Questa parte, che nei veicoli di superficie è percentualmente trascurabile rispetto al carico utile, in quelli aerei acquista un valore preminente e varia per uno stesso velivolo a seconda della missione e delle norme che fissano caso per caso, per ragioni di sicurezza, la quantità di combustibile di riserva.

Il fatto di esprimere il carico pagante in peso, mentre aderisce alla consuetudine ed alla convenienza nel caso di veicoli merci,

se ne discosta nel caso dei veicoli passeggeri.

In questi ultimi, infatti, in generale, il carico pagante disponibile è espresso col numero dei posti ed implicitamente comprende un certo peso massimo di bagaglio per passeggero.

Il bagaglio eccedente a quello compreso nel prezzo del biglietto viene conteggiato a parte in base al peso.

fatta con criteri più complessi che aderiscono a regolamenti internazionali basati sulle caratteristiche specifiche della nave con il criterio della cosiddetta portata lorda.

Tenendo conto di ciò, il criterio che ha ispirato il fattore di utilizzazione di energia proposto da G. GABRIELLI, basato sull'espressione in peso del carico pagante, pur non essendo in tutti i casi di diretta applicazione, consente di ot-

TABELLA 1
Veicoli motorizzati

| | V_{mm} [km/h] | f [O] |
|---|--------------------|------------|
| TERRESTRI | | |
| <i>su strada</i> | | |
| 1 - Automobili | 63÷187 | 0,32÷2,8 |
| 2 - Autocarri senza rimorchio | 45÷70 | 2,4÷11,7 |
| 3 - Autocarri con rimorchio e trattori con semirimorchio (autoarticolati) | 45÷55 | 10,2÷19,5 |
| 4 - Autobus urbani ed interurbani | 38÷78 | 2,7÷7 |
| 5 - Autobus urbano dell'A.T.M. di Torino | 15,5 | 3,3 |
| <i>guidati</i> | | |
| 6 - Treni Diesel-elettrici passeggeri | 52÷82 | 5÷5,7 |
| 7 - Treni Diesel-elettrici merci | 52÷82 | 18÷21 |
| 8 - Automotrici Diesel con e senza rimorchio | 82÷108 | 2÷5,8 |
| 9 - Treni elettrici passeggeri | 88 | 11 |
| 10 - Treni elettrici merci | 59 | 33 |
| 11 - Elettrotreni | 170 | 3,9 |
| 12 - Trams (A.T.M. di Torino) | 13,5 | 5,7 |
| MARINI | | |
| 13 - Navi cisterna e mineraliere | 28,7÷35,4 | 74,5÷266 |
| 14 - Navi portacontainers | 37÷61 | 7,8÷48,8 |
| AEREI | | |
| 15 - Aeroplani passeggeri e merci di medio e grande tonnellaggio a getto e ad elica | 390÷960 | 0,36÷1,7 |

Va osservato che, nel caso dei velivoli passeggeri, il carico pagante viene espresso in peso o in numero dei posti a seconda dello studio che viene condotto. Così il traffico aereo passeggeri agli effetti delle statistiche, dei costi e dei ricavi viene effettuato in base al numero dei passeggeri ed ai chilometri percorsi, mentre la valutazione delle prestazioni nei velivoli di qualsiasi tipo si basa sul peso del carico pagante. Per le navi da carico la valutazione della quantità di merce trasportata è

tenere un fattore adimensionale che è molto espressivo ed al quale si può dare una validità generale ove si metta in rapporto, caso per caso, il peso del carico pagante con le altre espressioni dello stesso che rientrano come sopra detto nella pratica e nella consuetudine adottate nella tecnica ed economia dei trasporti.

Poiché le nostre considerazioni riguardano solo l'energia richiesta dal veicolo per una certa capacità di trasporto, riteniamo che la valutazione in peso del carico pagan-

te che sta alla base del fattore f conserva in questo ambito la sua validità.

Procedimento ed ipotesi

Diamo qui di seguito alcune indicazioni sui dati e sulle ipotesi in base alle quali abbiamo proceduto per la determinazione del valore di f riportato nelle tabelle e sul diagramma.

Veicoli aerei

- La V_{mm} è la velocità di orario.
- Il combustibile consumato è quello effettivo e comprende quindi tutte le fasi del volo.
- Il carico pagante è quello massimo consentito dalle missioni scelte.

Veicoli terrestri

GUIDATI

a) Per quanto riguarda le automotrici Diesel ed i treni Diesel-elettrici abbiamo considerato una linea ferroviaria tipo la cui pendenza media è del 5%. Si è supposto il veicolo a regime con motori funzionanti alla potenza continuativa.

La velocità è quella che corrisponde al regime continuativo.

— Il carico pagante per le automotrici Diesel è quello normale in assetto di servizio desunto dalla « Prefazione Generale dell'Orario di Servizio » delle FF.SS. e per i treni Diesel-elettrici è quello massimo ammesso.

— Il consumo di combustibile è quello relativo alle condizioni sopradette.

b) Nel caso dei treni elettrici per passeggeri e merci e dei trams ci siamo riferiti a risultati effettivi di esercizio.

— La velocità V_{mm} è quella media tra i punti terminali della tratta in cui avviene il trasporto e comprende, quindi, le fasi di accelerazione, rallentamenti, sosta alle fermate, ecc.

— Il carico pagante per i treni è quello massimo ammesso; per i trams è quello risultante da una media statistica annuale.

— Il consumo di energia elettrica è quello che effettivamente è stato registrato; sono quindi incluse le fermate, le accelerazioni, i rallentamenti, le frenature, i servizi ausiliari, ecc.

c) L'elettrotreno considerato è il prototipo russo « ER 200 » formato da elettromotrici elettriche, delle

quali quelle poste alle estremità hanno funzioni di motrici semipilota e quelle rimanenti di motrici intermedie.

— La velocità è quella media sul percorso.

— Il carico pagante è quello consentito dalla massima capacità di passeggeri e relativi bagagli.

— Il consumo di energia elettrica è stato desunto nell'ipotesi di impiegare la potenza installata di 14000 CV per tutta la durata del percorso.

Su strada

a) Nel caso degli autocarri con o senza rimorchio, autoarticolati, autobus urbani e interurbani, abbiamo dovuto ricorrere ai dati convenzionali secondo le Norme CUNA, che si basano su una velocità di trasporto uguale ai 2/3 della velocità massima dichiarata dal costruttore.

— Il carico pagante è quello prescritto dalle Norme CUNA nelle condizioni di prova per determinare il consumo di combustibile, ossia: « il veicolo deve essere a pieno carico, in modo da raggiungere il peso totale massimo proposto dal costruttore ».

— Il consumo di combustibile è quello registrato nelle condizioni di prova sopradette.

b) Nel caso delle automobili ci siamo riferiti ai dati forniti dal Catalogo Mondiale dell'Automobile 1972, che dà il consumo di carburante in condizioni di esercizio rapportato a circa il 60% della velocità massima dichiarata dal costruttore su un percorso tipo.

— Il carico pagante si ottiene dal peso medio convenzionale del passeggero e relativo bagaglio (kg 100) moltiplicato per il numero di posti.

— Il consumo di combustibile, dipendendo dal conduttore, dal tipo di percorso, dalle condizioni di marcia, ecc., rappresenta un valore approssimativo medio desunto dai « percorsi tipo ».

c) Per l'autobus urbano dell'A.T.M. di Torino ci siamo basati sulla effettiva velocità tra punto e punto, che tiene conto quindi del percorso con le fermate, partenze, rallentamenti, soste ai semafori, ingorghi stradali, ecc.

— Il carico pagante è la media statistica dei carichi imbarcati nell'arco di un anno.

— Il consumo di combustibile è quello effettivamente registrato su un dato percorso urbano e tiene conto delle effettive condizioni di marcia.

Veicoli marini

a) Per le navi cisterna e mineraliere la V_{mm} praticamente coincide con la velocità di crociera.

— Come carico pagante abbiamo assunto la « portata lorda » data dal costruttore. Esso è il peso in tonnellate del carico pagante più il combustibile e lubrificante nei depositi, dell'equipaggio con effetti e viveri, delle provviste di qualsiasi specie, dell'acqua di lavanda, di bevanda e dell'acqua nelle caldaie e nei condensatori, ecc.

— Rigorosamente, come carico pagante si dovrebbe prendere la « Portata Netta »; cioè, nel nostro caso, il peso del carico trasportato, ma per le navi cisterna e mineraliere l'errore che si commette prendendo la portata lorda in luogo di quella netta è trascurabile agli effetti del calcolo di f .

— Come combustibile consumato abbiamo preso quello dichiarato dal costruttore in condizione di velocità di crociera e di carico imbarcato massimo.

b) Anche per le navi portacontainer la V_{mm} praticamente coincide con la velocità di crociera.

— Il carico pagante lo abbiamo desunto dalla differenza tra la « Portata Lorda » ed il peso di combustibile imbarcato necessario alla missione ed i « pesi vari ».

— Il quantitativo di combustibile consumato corrisponde a quello effettivamente necessario all'espletamento della missione.

Come si vede, abbiamo dovuto procedere, caso per caso, utilizzando dati che, naturalmente, non hanno un carattere omogeneo; ciò sia per le differenze tra i vari tipi di veicoli sia anche per la mancanza, in molti casi, di dati risultanti dal pratico esercizio. In alcuni casi, infatti, abbiamo fatto delle ipotesi di calcolo che conducono necessariamente a valori approssimati.

Pedone, nuotatore ed alcuni veicoli animati dall'uomo

Per quando riguarda i veicoli animati si può stabilire in generale un paragone con quelli motorizzati nel senso che il combustibile consiste negli alimenti (i quali attraverso una lenta ossidazione passano allo stato inorganico e liberano la loro energia potenziale); il motore è costituito dai muscoli che manifestano, attraverso delle contrazioni, le forze che direttamente o indirettamente danno luogo all'azione propulsiva.

Nel caso del pedone, del nuotatore e dei veicoli animati dall'uomo considerati nella Tabella 2, abbiamo preso come carico pagante quello dell'uomo in quanto questi è il soggetto del trasporto anche se allo stesso tempo fornisce l'energia al motore ed in via diretta ed indiretta esplica la forza propulsiva.

Delle calorie giornaliere ingerite una parte serve a tenere costante la temperatura del corpo ed a mantenere l'organismo; l'altra parte serve a produrre l'eventuale lavoro esterno.

Il fattore di utilizzazione della energia f è stato da noi calcolato come rapporto tra la capacità oraria di trasporto ($Q_{\text{pag}} \times V_{\text{mm}}$) e l'equivalente in unità meccaniche delle calorie (H) consumate per l'effettuazione di tale azione che è ipoteticamente estesa per la durata di un'ora.

Infatti, la durata del moto considerato è molto limitata in certi casi (pedone di corsa, nuotatore, vogatore) mentre può prolungarsi per un periodo anche di ore negli altri casi (pedone a passo normale in pianura, ciclista turista in pianura, quadriciclo « Pedicar »).

Dalla Tabella 2 possiamo trarre le seguenti considerazioni.

L'uomo isolato si muove nell'acqua con un fattore molto più basso di quello che risulta dal moto sul suolo (0,5 contro $2,3 \div 3,7$).

I veicoli animati hanno un fattore f più elevato di quello dell'uomo. Infatti, f per il ciclista in pianura è doppio e per il « pedicar » è 6 volte quello del pedone a passo normale.

Analogamente, passando dal nuotatore al vogatore, f va da 0,5 a ($2,3 \div 2,9$) ossia si moltiplica per ($4,6 \div 5,8$).

Analogamente a quanto avviene per il pedone ed il nuotatore, il valore di f dei veicoli animati che si muovono sul suolo è molto più alto di quelli che si muovono sull'acqua: ($7,4 \div 22$) e ($2,3 \div 3,3$) rispettivamente.

Ciò si spiega col fatto che il rendimento propulsivo dei remi è molto basso rispetto a quello della ruota (organo sostentatore e propulsore).

Considerazioni conclusive

Nella interpretazione dei dati riportati nelle Tabelle ed in Figura, occorre tenere presente che, in generale, per qualsiasi veicolo il consumo chilometrico medio di energia per una data missione cresce se si aumenta la velocità della missione stessa.

Ciò vale anche per gli aerei a sostentazione dinamica, i quali pur avendo una velocità di minimo consumo chilometrico operano in pratica sempre a velocità superiori alla stessa.

In base a ciò, se consideriamo i « tipi di veicoli » in luogo dei veicoli singoli, c'è da attendersi che il consumo chilometrico medio di energia debba presentare un andamento crescente verso i tipi di veicoli più veloci. Ciò si ripercuote sul valore di f che, infatti, come risulta dalla figura, mostra un andamento generale che tende a diminuire andando dai tipi di veicoli lenti verso quelli più veloci.

Naturalmente questo fatto deve intendersi nel senso che i tipi di veicoli più veloci sono meno favoriti di quelli più lenti agli effetti del consumo di energia per una data capacità di trasporto, ma non significa che necessariamente un tipo di veicolo più lento debba avere un valore di f maggiore di quello di uno più veloce.

Infatti f è funzione di tanti altri elementi, come il rapporto tra carico pagante e peso totale, natura e forma della resistenza all'avanzamento e della sostentazione; caratteristiche fisiche del mezzo in cui il veicolo opera, tonnellaggio globale del veicolo e sua composizione e forma, rendimento del sistema propulsore, consumo specifico del sistema motore, ecc.

Premesso ciò possiamo dedurre alcune considerazioni generali. I veicoli con rimorchio presentano, rispetto a quelli analoghi senza rimorchio dello stesso tipo, un valore di f maggiore, e ciò è evidente e non ha bisogno di spiegazioni (vedi autocarri con e senza rimorchio i cui valori di f sono rispettivamente ($10,2 \div 19,5$) e ($2,4 \div 11,7$).

I trattori con semirimorchio hanno valori di f che si avvicinano di più a quello degli autocarri isolati.

I veicoli merci hanno, in generale, un valore di f maggiore di quelli affini per passeggeri.

Così, ad esempio, i treni elettrici passeggeri e merci hanno rispettivamente $f = 11$ ed $f = 33$.

Ciò è spiegato dal più alto rapporto del carico pagante rispetto al peso totale e della minore velocità ($V_{\text{mm}} = 59$ contro 88 km/h) dei treni merci.

Lo stesso risultato mostrano i treni Diesel-elettrici passeggeri ($f = 5 \div 5,7$) e merci ($f = 18 \div 21$).

Gli autobus urbani ed interurbani hanno un valore di f relativamente basso ($2 \div 7$).

I trams hanno un valore dello stesso ordine di grandezza e ciò a causa delle caratteristiche della missione con fermate frequenti e con tutte le conseguenze che ne discendono.

Le automobili meritano un discorso a parte per la loro grande mobilità, manovrabilità e universalità d'impiego. Anche se, come abbiamo già detto, i calcoli sono stati fatti a pieno carico, essi hanno un valore di f relativamente basso e molto variabile ($0,32 \div 2,81$).

Si tratta di un tipo di veicolo che ha indubbiamente possibilità di aumentare il valore di f so-

TABELLA 2
Pedone, nuotatore ed alcuni veicoli animati dall'uomo

| Tipo di spostamento | V_{mm} [km/h] | H [K cal/h] | Q_{pag} [t] | $f = 10^6 \frac{Q_{\text{pag}} \times V_{\text{mm}}}{427 H}$ [U] |
|--|---------------------------|----------------|-------------------------|---|
| Pedone a passo normale in pianura | 4 | 190 | 0,075 | 3,7 |
| Pedone di corsa in pianura | 11,2 | 720 ÷ 840 | » | 2,3 ÷ 2,7 |
| Nuotatore a stile libero | 3,6 | 1300 | » | 0,5 |
| Ciclista turista in pianura | 16 | 380 | 0,075 | 7,4 |
| Quadriciclo « Pedicar » (sperimentale) | 24 | 190 | » | 22 |
| Canotto con 1 vogatore | 18 | 960 ÷ 1080 | » | 2,9 ÷ 3,3 |
| Canotto con 2 vogatori | 6,5 | 1000 | 0,150 | 2,3 |

prattutto con un adatto impiego e proporzionamento. In questa direzione la tecnica automobilistica europea ha percorso quella americana.

Passi ulteriori saranno certamente fatti, dato il grande consumo di energia che il traffico automobilistico rappresenta rispetto a quello totale dei trasporti (in USA i trasporti impiegano il 25% dell'energia totale consumata e su questa percentuale le automobili private incidono con il 57%).

In generale, il trasporto guidato rispetto a quello su strada favorisce il fattore f , e ciò non solo per le caratteristiche stesse della sede ma anche per il tonnellaggio relativamente alto dei convogli su rotaia rispetto ai veicoli generalmente isolati su strada.

Le navi rappresentano uno dei più efficienti mezzi di trasporto merci nei riguardi di f . Ciò è spiegato dal grande tonnellaggio dei veicoli, dal rapporto elevato tra carico pagante e dislocamento, dalla bassa velocità e dai lunghi percorsi senza fermate.

I risultati del presente lavoro hanno un valore orientativo. Molte incertezze, infatti, sussistono negli elementi che stanno alla base della valutazione del fattore f nei singoli casi da noi analizzati e ciò per la grande difficoltà di reperire elementi sicuri sui dati che caratterizzano la missione, per la disuniformità nella scelta tra le tante missioni relative ad uno stesso veicolo e dei criteri che sono impiegati da parte dei costruttori e degli esercenti per stabilire il carico pagante.

Così, ad esempio, abbiamo dovuto escludere nelle nostre considerazioni le navi passeggeri perché la valutazione del carico pagante e le caratteristiche specifiche di tale veicolo non sono rappresentabili col criterio da noi adottato di valutare in peso il carico pagante.

Non va dimenticato il fatto che siamo partiti dall'ipotesi di considerare il veicolo a pieno carico nella missione scelta, cioè col massimo carico pagante. Ciò si discosta dalla realtà per differenti cause, e cioè: o perché il carico pagante nella quasi totalità dei casi non è il massimo (caso degli aerei e delle automobili) oppure perché la missione di trasporto (caso delle navi da carico) può comportare viaggi di ritorno a vuoto che, evidentemente, ove fossero conside-

rati ridurrebbero grandemente il valore di f .

Queste considerazioni vanno tenute presenti nelle interpretazioni delle sopraddette valutazioni, ma riteniamo che il nostro lavoro, se non ha altra utilità potrebbe suggerire agli enti operatori che vi fossero interessati di approfondire i criteri realistici risultanti dall'impiego pratico, in modo che la valutazione del fattore f risulti più aderente alla realtà pratica. Se questo suggerimento sarà in qualche misura accolto, noi saremo lieti della nostra modesta fatica.

I valori di f riportati nelle Tabelle vanno dunque presi come ordine di grandezza, ed in questo senso si può affermare che variano grandemente da un tipo all'altro.

Va ricordato che nei casi in cui l'energia di alimentazione non è in forma primaria — come l'energia elettrica di origine termica — se si volesse riferire il fattore di utilizzazione alla forma primaria occorrerebbe tenere conto del rendimento della trasformazione dell'energia e del suo trasporto dalla centrale di alimentazione alle prese di utilizzazione dei veicoli; ciò condurrebbe a valori ancora più bassi del fattore di utilizzazione dell'energia.

Queste constatazioni devono indurre a riflettere su quali vie è possibile giungere ad elevare il valore di f , sia operando sui veicoli singoli che sul sistema dei trasporti.

Per quanto riguarda i veicoli ci sembra di grande importanza a questo scopo lo studio della riduzione del cosiddetto peso associato, particolarmente in quelli terrestri e marini, e la riduzione della resistenza all'avanzamento. In queste direttive rientrano i nuovi tipi di veicoli a cuscino d'aria e gli scafi ad alette idrodinamiche.

Gli Autori ringraziano per il cortese aiuto nella ricerca dei dati i Signori: G. ALDINIO, Registro Aeronautico Italiano, Roma; G. CARNEVALE, CETENA, Genova; J. CANDEO CICOGNA, Azienda Tranvie Municipali, Torino; D. GIACOSA, CUNA, Torino; R. GIOVANNOZZI, Politecnico, Torino; S. MANCUSO, FIAT, Torino.

Bibliografia

N. NARDI: *Lezioni di Meccanica Agraria*, Pisa, Anno Accademico 1935/36.

H. BENDFORD: *Ocean Ore-Carrier Economics and Preliminary Design*, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, New York, 13-14 November 1958.

MINISTERO DEI TRASPORTI E DELLA AVIAZIONE CIVILE - FERROVIE DELLO STATO: a) Prefazione Generale all'Orario di Servizio, 1963; b) Orario Generale di Servizio, 1-10-72/2-6-73; c) Zone tachimetriche del treno 643 e 5261, Deposito Locomotive di Torino Smitamento, 22-12-1972.

C. BOLOGNIN: *Lo sviluppo dei rotabili delle Ferrovie dello Stato*, Convegno Internazionale sui Trasporti Ferroviari, Torino, 28-29 Settembre 1969.

SHIPPING WORLD AND SHIPBUILDER, 1967-1970.

FIAT: *Certificati di Omologazione di Autobus ed Autocarri*, 1969-1970-1971.

JANE'S: *All the World's Aircraft*, 1970-1971.

THE MOTOR SHIP, agosto 1970.

G. GABRIELLI: *Lezioni sulla Scienza del Progetto degli Aeromobili*, Vol. I, 2ª ediz., Torino 1968.

JANE'S: *World Railways*, 1968-1969.

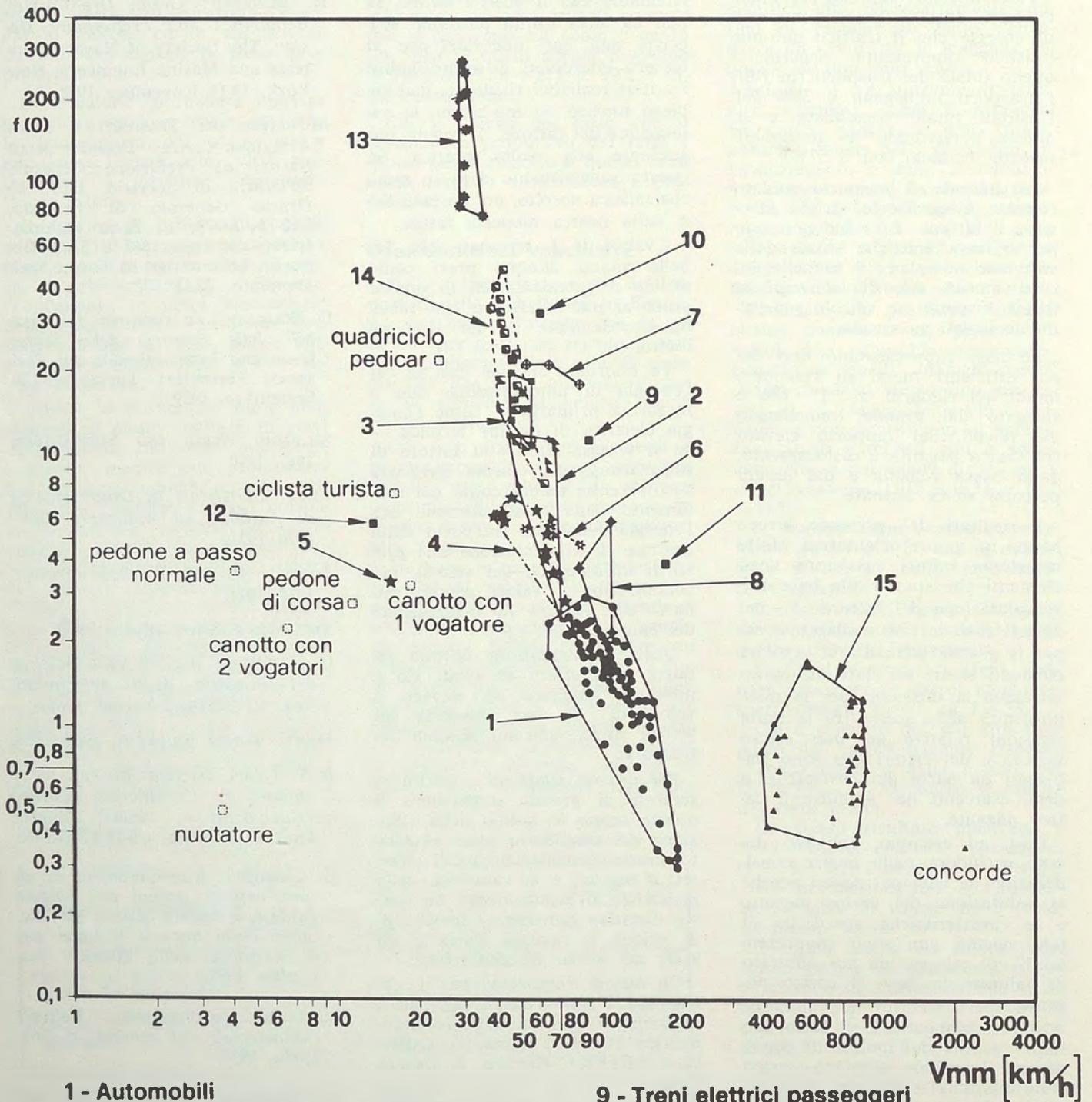
R. A. RICE: *System Energy as a Factor in Considering Future Transportation*, ASME Winter Annual Meeting, 29-11/3-12-1970.

G. GABRIELLI: *Considerazioni su alcuni aspetti tecnici dei veicoli guidati, a cuscino d'aria*, 51ª Riunione della Società Italiana per il Progresso delle Scienze, Settembre 1971.

NOTIZIARIO D'AVIAZIONE: *Velivoli commerciali nel mondo*, n. 265, aprile 1972.

G. GABRIELLI: *Considerazioni sul grado di utilizzazione dell'energia richiesta nei veicoli per passeggeri e merci di tutti i tipi in rapporto alla loro «capacità netta di trasporto»*, Ottobre 1972.

AUTOMOBILE CLUB D'ITALIA: *Catalogo Mondiale dell'Automobile 1972*, L'Editrice dell'Automobile LEA, 1972.



- 1 - Automobili
- 2 - Autocarri senza rimorchio
- 3 - Autocarri con rimorchio e autoarticolati
- 4 - Autobus urbani ed interurbani
- 5 - Autobus dell'A.T.M. di Torino
- 6 - Treni diesel-elettrici passeggeri
- 7 - Treni diesel-elettrici merci
- 8 - Automotrici diesel con e senza rimorchio

- 9 - Treni elettrici passeggeri
- 10 - Treni elettrici merci
- 11 - Elettrotreni
- 12 - Tram dell'A.T.M. di Torino
- 13 - Navi cisterna e mineraliere
- 14 - Navi portacontainers
- 15 - Aeroplani passeggeri e merci di grande e medio tonnellaggio a getto e ad elica

Su un nuovo fattore adimensionale del grado di utilizzazione dell'energia nei veicoli da trasporto.

L'A. illustra e discute alcune espressioni che sono generalmente adottate per valutare il comportamento dei veicoli agli effetti del consumo di combustibile nelle missioni di trasporto (carico pagante \times distanza). Allo scopo di ottenere una rappresentazione che abbia una validità generale, che sia cioè indipendente dalla forma di energia utilizzata e si presti a fare paragoni immediati tra diversi tipi di veicoli e per missioni differenti, l'A. si richiama ad una sua proposta di adottare un rapporto adimensionale f che ha denominato fattore di utilizzazione dell'energia agli effetti della capacità di trasporto del carico pagante per una data missione. L'A. presenta i valori di f relativi a missioni basiche a pieno carico di alcuni tipi di veicoli e li discute in rapporto alle caratteristiche dei veicoli stessi. L'A. riporta inoltre per paragone i valori di f per certi spostamenti dell'uomo e per alcuni veicoli azionati dalla forza muscolare. Mette infine in evidenza le prospettive e le possibilità per aumentare il valore di f dei veicoli.

| | |
|-----------------------------|--|
| Q_{pag} | peso del carico pagante della missione [t] |
| Q_{comb} | peso di combustibile consumato nella missione [kg] |
| p | potere calorifico del combustibile $\left[\frac{\text{kcal}}{\text{kg}} \right]$ |
| E_m | energia in unità meccaniche, consumata nella missione*) [kgm] |
| E_e | energia in unità elettriche, consumata nella missione*) [kWh] |
| D | lunghezza della missione (intesa come lunghezza effettiva del percorso, nei veicoli terrestri di superficie su rotaia o su strada; o distanza minima tra le località collegate, per i veicoli aerei e marini) [km] |
| T | durata della missione (comprendente il tempo delle fermate intermedie*) [h] |
| $V_{mm} = \frac{D}{T}$ | velocità media della missione (comprendente le fermate intermedie*) [km/h] |
| H | calorie consumate dall'uomo per effettuare un lavoro esterno riferito alla durata di un'ora $\left[\frac{\text{kcal}}{\text{h}} \right]$ |
| v_{comb} | volume di combustibile consumato nella missione [l] |
| $R_e = E_m / 10^3 V_{mm} T$ | resistenza equivalente del veicolo [kg] |
| n | numero dei posti-passeggero [0] |
| f | fattore di utilizzazione dell'energia: [0] |
| | $f = 10^6 \frac{Q_{\text{pag}} \times D}{E_m} = 10^6 \frac{Q_{\text{pag}} \times D}{427 p Q_{\text{comb}}} =$ |
| | $= 10^6 \frac{Q_{\text{pag}} \times D}{366930 E_e} = 10^6 \frac{Q_{\text{pag}} \times V_{mm}}{427 H}$ |

Il grande aumento del traffico (merci e passeggeri), della velocità e del peso di tutti i tipi di veicoli comporta impieghi di potenza, e quindi consumi di energia sempre maggiori. E' evidente, perciò, che la ricerca di ogni mezzo per ridurre i consumi di energia nei veicoli acquista una importanza sempre maggiore, ed a questo scopo è necessario anzitutto avere un mezzo per valutare nel modo più accurato e rapido il grado di utilizzazione dell'energia nei veicoli in rapporto alla loro capacità di trasporto.

Naturalmente il consumo di combustibile per qualsiasi veicolo è strettamente legato al profilo della missione (che comprende tra l'altro anche eventuali fermate intermedie) che è fissata in base alle esigenze di esercizio.

Per valutare il rendimento complessivo del trasporto agli effetti del consumo di energia per una data missione, sono state istituite delle espressioni mediante rapporti tra il peso del combustibile consumato, la lunghezza del percorso, la velocità media, il carico pagante, il peso totale del veicolo, ecc.

Tra queste espressioni citiamo le seguenti che direttamente od indirettamente sono connesse con il consumo di combustibile relativo ad una data missione di trasporto: «Rendimento del veicolo» — rapporto tra il peso di combustibile richiesto per il trasporto ed il prodotto del carico pagante per la distanza:

$$\frac{Q_{\text{comb}}}{Q_{\text{pag}} \times D}$$

«Efficienza di propulsione lorda e netta del veicolo» — rapporto tra il peso totale del veicolo, e rispettivamente del carico pagante, per le distanza percorsa ed il volume del combustibile consumato:

$$\frac{Q_{\text{tot}} \times D}{v_{\text{comb}}}, \frac{Q_{\text{pag}} \times D}{v_{\text{comb}}}$$

Nel caso di trasporto passeggeri viene talvolta fatto riferimento, invece che al carico pagante, al numero n dei posti-passeggero o dei passeggeri effettivamente trasportati:

$$\frac{n \times D}{Q_{\text{comb}}}, \frac{n \times D}{v_{\text{comb}}}$$

*) Direttore dell'Istituto di Progetto di Aeromobili Politecnico di Torino.

*) E' l'energia consumata in tutte le fasi della missione, dalla partenza all'arrivo, e comprende quindi anche quella spesa durante le fermate e per i servizi ausiliari (sia che facciano capo al sistema motore principale che ad un apparato motore ausiliario).

Ciò avviene specialmente nella elaborazione dei dati statistici sul traffico passeggeri, per i costi ed i ricavi di esercizio ecc. mentre nelle prestazioni tecniche del veicolo il carico pagante (passeggeri e bagagli) è conteggiato in peso.

Va osservato che questi ed altri analoghi rapporti esprimono il combustibile consumato in volume od in peso, in quanto considerano un combustibile fluido o solido ma essi non si prestano ad essere applicati ai veicoli che usano altre forme di energia, come quella elettrica.

Inoltre, poichè vengono spesso adottate unità di misura non omogenee, si ottengono valori che, pur nella validità del loro contenuto, non sono rappresentativi in senso generale e non si prestano ad essere utilizzati per fare dei confronti immediati.

Esprimendo invece l'energia consumata di qualunque forma in un'unica unità, per esempio in calorie o in unità meccaniche equivalenti, si rende immediato e più agevole il raffronto tra l'energia consumata dai veicoli da trasporto di tipo differente per una stessa missione, e diventa possibile un confronto tra i consumi e le risorse delle fonti primarie di energia considerate nel loro insieme (carbon fossile, lignite, gas naturale, petrolio greggio, forze idrauliche, combustibile nucleare, ecc.).

In conclusione, per avere un tale rapporto in forma adimensionale, abbiamo espresso [1] il carico pagante in peso, tenendo presente che è sempre possibile correlare, caso per caso, il peso del carico pagante con le altre sue espressioni (numero dei posti, volume, ecc.) che rientrano nella pratica e nella consuetudine di alcuni tipi di trasporto.

Il prodotto $Q_{\text{pag}} \times D$, che abbiamo chiamato «capacità di trasporto» del veicolo per la data missione, avrà in tal modo le dimensioni di un lavoro.

Esprimendo l'energia corrispondente consumata in unità meccaniche, si ottiene il rapporto adimensionale seguente

$$\frac{\text{carico pagante} \times \text{distanza percorsa}}{\text{energia consumata, in unità meccaniche}}$$

che abbiamo chiamato «fattore di utilizzazione dell'energia», relativo alla capacità di trasporto del veicolo per una data missione.

Con le unità ed i simboli adottati nella presente memoria si può scrivere:

$$f = 10^6 \frac{Q_{\text{pag}} \times D}{E_m} \quad [0]$$

Se si impiega un combustibile fossile di potere calorifico p si ha:

$$E_m = 427 p Q_{\text{comb}}$$

Nel caso di alimentazione con energia elettrica (espressa in kWh) si ha:

$$E_m = 75 \times 3600 \times 1,359 E_e = 366930 E_e.$$

Il significato di f può essere interpretato in vari modi — Infatti si può scrivere:

$$f = 10^6 \frac{Q_{\text{pag}} \times D}{E_m} = 10^6 \frac{Q_{\text{pag}} V_{mm} T}{E_m} = 10^3 \frac{Q_{\text{pag}}}{R_e}$$

ove si è posto

$$R_m = \frac{E_m}{10^3 V_{mm} T} \quad [\text{kg}]$$

«resistenza equivalente del veicolo».

In tal modo si può dire che f rappresenta:

- il peso di carico pagante che corrisponde ad una «resistenza equivalente unitaria»
- la capacità netta di trasporto del veicolo per un consumo unitario di energia espressa in unità meccaniche
- il numero per cui bisogna moltiplicare l'energia consumata, espressa in unità meccaniche, per ottenere la capacità netta di trasporto.

Come si vede, il fattore f , oltre che al particolare veicolo, è associato alla missione che esso compie e quindi, mentre consente il paragone tra tipi diversi di veicoli, permette di esaminare il comportamento di uno stesso veicolo in funzione della missione ad esso assegnata.

Va osservato che i veicoli con fonte di energia autonoma, che sono nella quasi totalità a combustibile liquido (petrolio e suoi derivati) debbono riservare una parte del loro carico utile al combustibile stesso.

Ma mentre il peso di quest'ultimo è, percentualmente, ridotto rispetto a quello totale nei veicoli di superficie, acquista un valore preminente nei velivoli, anche a cause del combustibile di riserva che è fissato caso per caso, per ragioni di sicurezza da apposite «Norme».

In conseguenza del peso del combustibile imbarcato si ha che quando il carico pagante Q_p è massimo il valore di f cresce con D sino a quando il velivolo ha raggiunto il peso massimo consentito al decollo. Volendo aumentare ulteriormente D , occorre ridurre Q_p , ed in conseguenza f varia sino ad annullarsi per $Q_p = 0$ se non esistono limitazioni nella capacità dei serbatoi del combustibile.

In tal caso, infatti, f raggiunge il valore che corrisponde alla massima distanza percorribile (ferry-range).

Il fattore f non è certo il solo elemento di giudizio sulla economia del trasporto, la quale dipende da numerosi altri elementi; esso è però uno dei più espressivi che entrano nell'analisi generale per la scelta del veicolo per una data missione e tipo di trasporto.

Una indagine sul valore di tale fattore per diversi tipi di veicoli passeggeri e merci è stata condotta dall'Autore e da G. Gonella [2].

Nella fig. 1 e nella Tab. 1 ne riportiamo i risultati, che sono riferiti per i singoli veicoli considerati, alla loro missione principale a pieno carico (missione basica).

Riferendoci ai «tipi» di veicoli, si può osservare che f tende a diminuire andando dai tipi «lenti» verso quelli «veloci» soprattutto per l'influenza della velocità sul consumo chilometrico, nel senso che i tipi di veicoli più veloci sono meno favoriti di quelli più lenti agli effetti del consumo di energia per una data capacità di trasporto ma non significa che necessariamente un tipo di veicolo più lento debba avere un valore di f maggiore di quello di uno più veloce.

Infatti f è funzione di tanti altri elementi, come il rapporto tra carico pagante e peso totale, natura e forma della

resistenza all'avanzamento e della sostentazione, tonnellaggio globale del veicolo e sua forma, rendimento del sistema propulsore, consumo specifico del sistema motore, ecc.

I veicoli con rimorchio presentano rispetto a quelli analoghi senza rimorchio dello stesso tipo, un valore maggiore di f .

I treni merci elettrici e diesel-elettrici hanno, in generale, un valore di f maggiore di quelli affini per passeggeri, in conseguenza del più alto rapporto del carico pagante rispetto al peso totale e della minore velocità.

Gli autobus urbani ed interurbani ed i trams hanno invece un valore di f relativamente basso ($2 \div 7$), ciò a causa delle caratteristiche della missione con fermate frequenti e con tutte le conseguenze che ne discendono.

Le automobili hanno un valore di f relativamente basso e molto variabile ($0,32 \div 2,81$). Questo grande scarto si spiega con l'ampiezza nella gamma delle prestazioni come velocità, comodità, consumo, accelerazione, costo, ecc. ai quali questo tipo di veicolo è chiamato a soddisfare. C'è da attendersi che una progettazione diretta più incisivamente a criteri di economia (come ha fatto la tecnica automobilistica europea) nel costo e nel consumo condurrà a ridurre l'ampiezza dello scarto di f e ad elevarne il valore.

Il trasporto guidato, rispetto a quello su strada, è favorito nel fattore f , e ciò non solo per le caratteristiche stesse della sede ma anche per il tonnellaggio relativamente alto dei convogli su rotaia rispetto ai veicoli generalmente isolati su strada.

Le navi da carico rappresentano uno dei più efficienti mezzi di trasporto merci nei riguardi di f , e ciò per il grande tonnellaggio del veicolo, per il rapporto elevato tra carico pagante e dislocamento, per la bassa velocità e la lunghezza dei percorsi senza fermate.

Questi risultati hanno un valore orientativo e valgono nell'ipotesi di veicolo a pieno carico nella missione scelta, cioè col massimo carico pagante. Ciò si discosta dalla realtà per differenti cause, ed in particolare perchè il carico pagante generalmente non è quello massimo ed anche perchè la missione di trasporto può comportare (caso delle navi da carico) viaggi di ritorno a vuoto.

I valori di f riportati nelle Tabelle vanno dunque presi come ordine di grandezza e come dimostrazione del loro scarto, ma sempre nell'ipotesi di pieno carico pagante.

Tabella 1 Veicoli motorizzati

| | V_{mm} [km/h] | f [0] |
|---|--------------------|-------------|
| <i>Terrestri</i> | | |
| su strada | | |
| 1 — Automobili | 63 ÷ 187 | 0,32 ÷ 2,8 |
| 2 — Autocarri senza rimorchio | 45 ÷ 70 | 2,4 ÷ 11,7 |
| 3 — Autocarri con rimorchio e trattori con semirimorchio (autoarticolati) | 45 ÷ 55 | 10,2 ÷ 19,5 |
| 4 — Autobus urbani ed interurbani | 38 ÷ 78 | 2,7 ÷ 7 |
| 5 — Autobus urbano dell'A.T.M. di Torino | 15,5 | 3,3 |
| guidati | | |
| 6 — Treni Diesel-elettrici passeggeri | 52 ÷ 82 | 5 ÷ 5,7 |
| 7 — Treni Diesel-elettrici merci | 52 ÷ 82 | 18 ÷ 21 |
| 8 — Automotrici Diesel con e senza rimorchio | 82 ÷ 108 | 2 ÷ 5,8 |
| 9 — Treni elettrici passeggeri | 88 | 11 |
| 10 — Treni elettrici merci | 59 | 33 |
| 11 — Elettrotreni | 170 | 3,9 |
| 12 — Trams (A.T.M. di Torino) Marini | 13,5 | 5,7 |
| 13 — Navi cisterna e mineraliere | 28,7 ÷ 35,4 | 74,5 ÷ 266 |
| 14 — Navi portacontainers Aerei | 37 ÷ 61 | 7,8 ÷ 48,8 |
| 15 — Aeroplani passeggeri e merci di medio e grande tonnellaggio a getto e ad elica | 390 ÷ 960 | 0,36 ÷ 1,7 |

Va ricordato, inoltre, che nei casi in cui l'energia di alimentazione non è in forma primaria — come l'energia elettrica di origine termica — se si volesse riferire il fattore di utilizzazione alla forma primaria occorrerebbe tenere conto del rendimento della trasformazione dell'energia e del suo trasporto dalla centrale di alimentazione alle prese di utilizzazione dei veicoli; ciò condurrebbe a valori ancora più bassi del fattore di utilizzazione dell'energia.

Il fattore f , la cui utilità risulta evidente per i veicoli da trasporto motorizzati, può essere applicato anche ai veicoli animati da forza muscolare ed al moto di spostamento dell'uomo isolato, com'è dimostrato in [1] e [2], dalle quali riportiamo nella Tab.2 qualche esempio relativo al pedone, al nuotatore e ad alcuni veicoli animati dall'uomo.

Tabella 2 Pedone, nuotatore ed alcuni veicoli animati dall'uomo

| Tipo di spostamento | V_{mm} [km/h] | H [kcal/h] | Q_{pag} [t] | $f = 10^6 \frac{Q_{pag} \times V_{mm}}{427 H}$ [0] |
|--------------------------------------|--------------------|-----------------|------------------|---|
| Pedone a passo normale in pianura | 4 | 190 | 0,075 | 3,7 |
| Pedone di corsa in pianura | 11,2 | 720 ÷ 840 | 0,075 | 2,3 ÷ 2,7 |
| Nuotatore a stile libero | 3,6 | 1300 | 0,075 | 0,5 |
| Ciclista turista in pianura | 16 | 380 | 0,075 | 7,4 |
| Quadriciclo «Pedicar» (sperimentale) | 24 | 190 | 0,075 | 22 |
| Canotto con 1 vogatore | 18 | 960 ÷ 1080 | 0,075 | 2,9 ÷ 3,3 |
| Canotto con 2 vogatori | 6,5 | 1000 | 0,150 | 2,3 |

In generale, nei veicoli animati il combustibile consiste negli alimenti (i quali attraverso una lenta ossidazione passano allo stato inorganico e liberano la loro energia potenziale); il motore è costituito dai muscoli che manifestano attraverso delle contrazioni le forze che direttamente o indirettamente danno luogo all'azione propulsiva.

Nei casi considerati nella Tabella 2, il carico pagante è costituito dall'uomo in quanto questi è il soggetto del trasporto anche se allo stesso tempo fornisce l'energia ed in via diretta ed indiretta esplica la forza propulsiva.

Delle calorie giornaliere ingerite una parte serve a tenere costante la temperatura del corpo ed a mantenere l'organismo; l'altra parte serve a produrre l'eventuale lavoro esterno.

Il fattore di utilizzazione dell'energia f è stato calcolato come rapporto tra la capacità oraria di trasporto ($Q_{\text{pag}} \times V_{\text{mm}}$) e l'equivalente in unità meccaniche delle calorie (H) consumate per l'effettuazione di tale azione estesa, ipoteticamente, per la durata di un'ora.

Infatti, la durata del moto considerato è molto limitata in certi casi (pedone di corsa, nuotatore, vogatore) mentre può prolungarsi per un periodo anche di ore negli altri casi (pedone a passo normale in pianura, ciclista turista in pianura, quadriciclo «Pedicar»).

Dalla Tabella 2 si possono trarre le seguenti considerazioni.

L'uomo isolato si muove nell'acqua con un fattore molto più basso di quello che risulta dal moto sul suolo (0,5 contro 2,3 ÷ 3,7).

I veicoli animati hanno un fattore f più elevato di quello dell'uomo. Infatti, f per il ciclista in pianura è doppio e per il «pedicar» è 6 volte quello del pedone a passo normale.

Analogamente, passando dal nuotatore al vogatore, f va da 0,5 a (2,3 ÷ 2,9) ossia si moltiplica per (4,6 ÷ 5,8).

Analogamente a quanto avviene per il pedone ed il nuotatore, il valore di f dei veicoli animati che si muovono sul suolo è molto più alto di quelli che si muovono sull'acqua: (7,4 ÷ 22) e (2,3 ÷ 3,3) rispettivamente.

Ciò si spiega col fatto che il rendimento propulsivo dei remi è molto basso rispetto a quello della ruota-motrice (organo sostentatore e propulsore).

* * *

E' evidente che per elevare il valore di f occorre operare su tutti i componenti del sistema di trasporto ed in particolare sui veicoli.

Per i veicoli è di primaria importanza la riduzione del peso a vuoto e della resistenza all'avanzamento e l'aumento del rendimento globale e della spinta specifica del sistema motopropulsore.

La riduzione del peso a vuoto è basata principalmente sull'impiego di leghe metalliche ad alta resistenza, di materiali plastici, di materiali compositi, ecc. che consentono di raggiungere un più alto indice di bontà degli elementi strutturali ossia un più alto valore del rapporto tra carico di cedimento e peso della struttura.

La realizzazione di motopropulsori aventi maggior leggerezza ed un più alto rendimento globale è basata in primo luogo sull'impiego di nuove leghe resistenti a più elevate temperature che consentono cicli termodinamici più spinti.

Parallelamente a queste tecnologie avanzate sono in corso studi e ricerche diretti all'impiego di nuovi tipi di motopropulsori che utilizzano forme di energia differenti da quelle convenzionali oggi in uso.

Tra queste si pensa in primo luogo come energia primaria a quella nucleare usando l'idrogeno come vettore.

Alcuni specialisti, infatti, pensano che la produzione dell'idrogeno può essere convenientemente ottenuta per decomposizione termochimica dell'acqua mediante il calore dei reattori nucleari mentre sembra assodato che l'adattamento dei motori volumetrici e di quelli a turbina all'idrogeno in luogo del petrolio non presenta difficoltà insormontabili.

Per quanto riguarda la riduzione della resistenza al moto tra i nuovi tipi di veicoli vanno menzionati quelli terrestri guidati a cuscino d'aria od a levitazione magnetica e quelli marini con scafo munito di alette idrodinamiche.

Da queste realizzazioni e da altre analoghe ci si attende, specie nel settore dei trasporti ad alta intensità e frequenza, una economia generale di combustibile, una maggiore accelerazione e velocità ed una riduzione nei costi di esercizio come è richiesto dallo sviluppo della società moderna.

Bibliografia

- [1] Gabrielli, G.: Considerazioni sul grado di utilizzazione dell'energia richiesta nei veicoli per passeggeri e merci di tutti i tipi in rapporto alla loro «capacità netta di trasporto». XX Convegno Internazionale delle Comunicazioni, Genova — Ottobre 1972.
- [2] Gabrielli, G., G. Gonella: Sul valore del «fattore di utilizzazione dell'energia» di alcuni tipi di veicoli da trasporto alla velocità media delle rispettive missioni basiche. XXI Convegno Internazionale delle Comunicazioni, Genova — Ottobre 1973.

Sulla valutazione in fase di progetto preliminare dei rendimenti dei sistemi motopropulsore-velivolo.

Tra i parametri che si adottano nel dimensionamento generale di massima di un velivolo, quelli relativi al motopropulsore hanno una particolare importanza specie se è un turbogetto. In quest'ultimo, infatti, gli effetti della interazione e delle interferenze aerodinamiche tra prese d'aria, cellula e motore hanno effetti generalmente più vistosi e complessi di quelli che esistono tra elica, motore e cellula nei velivoli ad elica. Non è possibile, salvo casi particolari, valutare in sede di progetto preliminare di massima con una ragionevole approssimazione tali effetti. L'Autore considera il sistema motopropulsore-velivolo come un motopropulsore che fornisce la spinta o la potenza richieste nelle condizioni di volo orizzontale considerate ed al quale vengono attribuiti tutti gli effetti sopradetti della integrazione del motopropulsore nel velivolo mediante un incremento del consumo specifico ed una riduzione del rendimento propulsivo. L'incremento di consumo specifico tiene conto degli effetti interni sul motore e la riduzione di rendimento propulsivo tiene conto dell'aumento di resistenza aerodinamica rispetto a quella del velivolo isolato per effetto delle interferenze aerodinamiche esterne entrambe dovute alla installazione del motopropulsore. A tale scopo l'Autore introduce dei fattori che esprimono gli effetti della integrazione, interna ed esterna, i cui valori possono essere fissati nella fase iniziale di progetto di massima in base a dati su velivoli simili. In tal modo è possibile esprimere i rendimenti del sistema motopropulsore-velivolo in funzione di parametri del progetto e procedere alla determinazione delle prestazioni del velivolo. Queste debbono essere rivedute in un processo di successive approssimazioni nel corso dello sviluppo del progetto.

SIMBOLI

| | | |
|----------|---|------------------------------------|
| V_0 | Velocità orizzontale del velivolo | $\left[\frac{m}{s} \right]$ |
| V_2 | Velocità del getto all'uscita del reattore o all'infinito a valle nella scia rispetto all'elica | $\left[\frac{m}{s} \right]$ |
| a | Velocità del suono nell'aria | $\left[\frac{m}{s} \right]$ |
| ρ | Densità dell'aria a quota zero | $\left[\frac{Kgs^2}{m^4} \right]$ |
| g | Accelerazione di gravità | $\left[\frac{m}{s^2} \right]$ |
| C_s | Consumo specifico di combustibile nei motori volumetrici od a turbina | $\left[\frac{Kg}{CVh} \right]$ |
| C_s^* | Consumo specifico di combustibile nei turbogetti | $\left[\frac{Kg}{Kgh} \right]$ |
| J | Equivalentente meccanico del calore | $\left[\frac{Kgm}{Kcal} \right]$ |
| p_c | Potere calorifico del combustibile | $\left[\frac{Kcal}{Kg} \right]$ |
| T | Spinta | [Kg] |
| II | Potenza meccanica sull'albero motore | [CV] |
| Q_a | Portata in peso dell'aria nei turbogetti | $\left[\frac{Kg}{s} \right]$ |
| n | Giri dell'elica | [s ⁻¹] |
| S | Superficie alare | [m ²] |
| η_p | Rendimento propulsivo | [0] |
| η_m | Rendimento termico del motore | [0] |
| η_o | Rendimento globale | [0] |
| η_e | Rendimento dell'elica isolata | [0] |
| μ | Rapporto ponderale combustibile-aria nei turbogetti | [0] |
| δ | Densità relativa dell'aria | [0] |
| C_D | Coefficiente di resistenza del velivolo isolato | [0] |
| M | Numero di Mach di volo | [0] |

I metodi per il proporzionamento di massima di un velivolo nella fase di progetto preliminare si basano su dati (velocità massima o di crociera, velocità minima o lunghezza di decollo ed atterraggio, quota di tangenza, carico pagante, autonomia, ecc.) e conducono alla determinazione di alcune grandezze principali del velivolo come il peso totale, la superficie alare ed il suo allungamento, la potenza o la spinta installata, ecc.

A tale scopo occorre esprimere il valore di alcune grandezze relative ai pesi delle strutture e del gruppo motopropulsore, alcuni coefficienti aerodinamici di resistenza, di portanza e le caratteristiche del motopropulsore in funzione delle incognite e di alcuni parametri, detti basilici, quale il carico alare, la spinta o la potenza superficiale.

L'insieme degli elementi sopradetti e di alcune grandezze che hanno un valore « fisso », il cui valore è cioè indipendente dai parametri variabili del progetto viene utilizzato nelle equazioni di compatibilità che traducono le varie condizioni del progetto e dalle quali è possibile dedurre le grandezze principali del velivolo.

Naturalmente, cambiando i valori dei parametri basilici si ottengono nuovi valori delle grandezze del velivolo in progetto.

In questo procedimento un elemento importante è rappresentato dai rendimenti del sistema motopropulsore « installato » per le condizioni di volo considerate.

Va notato che, mentre nei propulsori ad elica si ha una distinzione netta e precisa tra motore e propulsore, nei motori a reazione tale distinzione non si può fare a priori perché il gruppo motopropulsore non è scindibile fisicamente nei due elementi indipendenti di motore e propulsore.

Per questa ragione nel caso dei motopropulsori ad elica, la prestazione di riferimento è la potenza II del motore, misurata sull'albero dell'elica e ad essa vengono riferiti il peso, il consumo e l'ingombro del motore. Nei reattori, invece, ove esiste una certa incertezza per l'individuazione della potenza utile ai fini della propulsione, la prestazione di riferimento è la spinta.

Nel caso di moto- e turbo-eliche il rendimento termico del motore può essere espresso in funzione del consumo specifico di carburante riferito alla potenza II sull'albero ed è indipendente da V_0

$$\eta_m = \frac{0,27 \times 10^6}{c_s \dot{p}_c J}$$

Il rendimento propulsivo si identifica con quello dell'elica

$$\eta_p = \eta_e$$

Il rendimento globale è

$$\eta_g = \frac{0,27 \times 10^6}{c_s \dot{p}_c J} \eta_e$$

Il suo andamento è, quindi, condizionato all'andamento di η_e .

Nel caso di turbogetti come rendimento termico si usa assumere il rapporto tra la variazione di energia cinetica subita nell'unità di tempo dall'unità di peso di aria nel moto relativo rispetto al motore e l'energia fornita a detta aria dal carburante nello stesso intervallo

$$\eta_m = \frac{\frac{1}{2} \frac{1}{g} (V_2^2 - V_0^2)}{\mu \dot{p}_c J} = \frac{1}{2} \frac{(V_2 - V_0)(V_2 + V_0)}{g \mu \dot{p}_c J} = 1800 \frac{V_2 + V_0}{C_s^* \dot{p}_c J}$$

In quanto ad η_p esso rappresenta il rapporto tra il lavoro fatto nell'unità di tempo dalla resistenza incontrata dal fluido nel moto relativo rispetto al motore e la variazione di energia cinetica del fluido nello stesso intervallo di tempo

$$\eta_p = \frac{(V_2 - V_0)V_0}{\frac{1}{2} (V_2^2 - V_0^2)} = \frac{2V_0}{V_2 + V_0} = \frac{1}{1 + \frac{V_2 - V_0}{2V_0}}$$

e, quindi,

$$\eta_g = \eta_m \times \eta_p = 3600 \frac{V_0}{C_s^* \dot{p}_c J}$$

Ricordando che

$$T = \frac{Q_a}{g} (V_2 - V_0)$$

si può scrivere in una forma più aderente al nostro scopo (v. tabella).

TABELLA. — Espressioni dei rendimenti dei propulsori isolati e dei sistemi motopropulsore-velivolo.

| Fattori di integrazione | η_m | η_p | $\eta_g = \eta_m \times \eta_p$ |
|--------------------------------------|--|---|---|
| Motore e turbo-eliche isolati | $f_e - f_i - 1$ | $\frac{0,27 \times 10^6}{C_s \dot{p}_c J}$ | η_e |
| Sistemi moto- e turbo-elica velivolo | $f_e = \frac{\chi}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$ $f_i = \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$ | $\frac{0,27 \times 10^6}{C_s \left(1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}\right) \dot{p}_c J}$ $= \frac{0,27 \times 10^6}{C_s \dot{p}_c J} \times f_i$ | $\eta_e = \frac{\chi}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$ $= \eta_e \times f_e$ |
| Turboreattore | $f_e^* - f_i^* - 1$ | $1800 \frac{V_2 + V_0}{C_s^* \dot{p}_c J}$ $3600 \left(1 + \frac{Tg}{2Q_a V_0}\right) \frac{a}{C_s^* \dot{p}_c J} M$ | $\frac{1}{1 + \frac{V_2 - V_0}{2V_0}}$ $\frac{1}{1 + \frac{Tg}{2Q_a V_0}}$ |
| Sistemi turboreattore-velivolo | $f_e^* = \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$ $f_i^* = \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$ | $3600 \left(1 + \frac{Tg}{2Q_a V_0}\right) \frac{a}{C_s^* \left(1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}\right) \dot{p}_c J} M$ $= 3600 \left(1 + \frac{Tg}{2Q_a V_0}\right) \times \frac{a}{C_s^* \dot{p}_c J} \times M \times f_i^*$ | $\frac{1}{1 + \frac{Tg}{2Q_a V_0}} \times \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$ $= \frac{1}{1 + \frac{Tg}{2Q_a V_0}} \times f_e^*$ |

$$\eta_m = 3600 \left(1 + \frac{Tg}{2Q_a V_0}\right) \frac{V_0}{C_s^* \dot{p}_c J}$$

$$\eta_p = \frac{1}{1 + \frac{Tg}{2Q_a V_0}}$$

$$\eta_g = 3600 \frac{V_0}{C_s^* \dot{p}_c J}$$

Come si vede, il parametro $\frac{Tg}{Q_a V_0}$ rapporto

tra spinta e resistenza della quantità di moto relativa alla condizione di volo considerata, compare solo nelle espressioni di η_m e di η_p e non in quella η_g .

Il suo valore oltre che dalla condizione di volo e, quindi, dal regime del motore e dalla velocità V_0 è influenzato dal tipo di turboreattore adottato.

Alla velocità di crociera nei velivoli civili subsonici esso ha un valore compreso tra 0,8 e 0,9; il suo valore dovrà essere precisato nel corso dello sviluppo del progetto.

Tutte queste espressioni sono basate sulle prestazioni dei motori isolati in condizioni standard al banco come sono fornite dalle Ditte costruttrici.

Quando i motori sono installati nei velivoli le loro prestazioni (spinta conferita al velivolo e potenza sull'albero dell'elica) e a parità di condizioni ambientali e di funzionamento, subiscono delle riduzioni. Infatti, in tutti i motori si hanno prelievi di potenza per i servizi di bordo (dinamo, pompe, compressori ausiliari, ecc.) e nei turboreattori si hanno anche prelievi di aria e perdite all'imbocco nei condotti di immissione d'aria e di scarico dei gas.

Per contro nei motori installati nelle gondole le perdite di imbocco sono più grandi e quelle interne sono più ridotte rispetto ai motori installati (v. fig. 1a, b, c, d).

Come si vede la valutazione dei rendimenti dei sistemi motopropulsori integrati nei velivoli è molto diversa a seconda che si tratti di motopropulsori ad elica od a getto e richiede in ogni caso un esame analitico e l'applicazione di formule

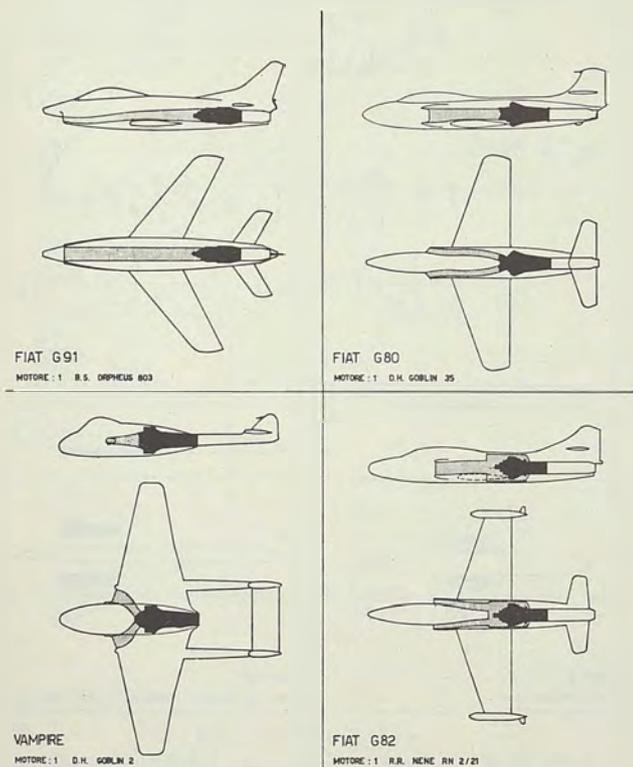


Fig. 1a - Schemi dei sistemi velivolo-turbogetti monomotori.

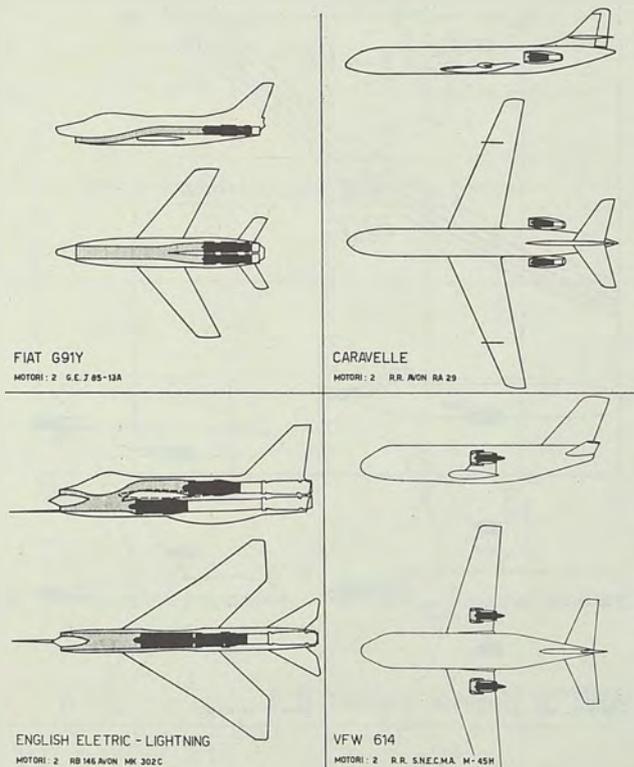


Fig. 1b - Schemi dei sistemi velivolo-turbogetti bimotori.

Oltre a queste perdite di spinta e di potenza che riguardano il funzionamento del motore, si ha una interferenza aerodinamica tra motore installato e velivolo che induce un aumento delle resistenze del velivolo rispetto a quelle del velivolo isolato.

Nei velivoli ad elica le interferenze aerodinamiche tra velivolo e motopropulsore provocano un aumento della resistenza aerodinamica del velivolo dovuto alla scia dell'elica e ad una riduzione del rendimento dell'elica per induzione aerodinamica sulle pale dovuta alla gondola od alla prua della fusoliera, al mozzo, ecc.

Nei velivoli a turbogetto si hanno aumenti di resistenza soprattutto sulle pareti in vicinanza delle prese d'aria e perdite di spinta all'imbocco delle prese d'aria e nei condotti di immissione e di scarico i quali dovendo essere adattati alla disposizione d'insieme del velivolo hanno le forme più disparate.

Così, ad esempio, se il motore è completamente immerso nella fusoliera e le prese d'aria sono laterali vicine alle pareti della fusoliera l'aria perde una parte della sua energia.

Se le prese d'aria sono alla radice dell'ala distanti dalle pareti della fusoliera sono necessari condotti curvi con conseguenti perdite nei condotti.

semiempiriche basate sulla conoscenza di parametri che sovente non sono disponibili nella fase di progetto preliminare del velivolo.

Per questa ragione riteniamo che sia conveniente riferire i rendimenti al complesso integrato velivolo-motopropulsore e procedere alla loro valutazione per tentativi e successive approssimazioni. A questo scopo assumiamo due parametri che rappresentano rispettivamente le perdite interne e quelle esterne ai quali vengono attribuiti empiricamente in base ai dati su velivoli similari, valori approssimati che vanno verificati apportandovi le necessarie correzioni, nel corso dello sviluppo del progetto.

Consideriamo l'insieme velivolo-turbogetto integrato come un sistema nel quale il motore sviluppa la spinta

$$T_s = \frac{1}{2} C_D \left(1 + \frac{\Delta C_D}{C_D} \right) \rho_0 \delta S V_0^2$$

che uguaglia, nelle condizioni di volo orizzontale uniforme in esame, la somma della resistenza del velivolo isolato $\frac{1}{2} C_{D0} \rho_0 \delta S V_0^2$ e l'aumento di re-

sistenza $\frac{1}{2} \Delta C_{DQ_0} \delta S V_0^2$ dovuto agli effetti esterni dell'integrazione del motopropulsore nel velivolo.

Ciò equivale a dire che il sistema velivolo-turbogetto produce una spinta propulsiva $T \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$

ed ha conseguentemente un rendimento propulsivo

$$\eta_p = \frac{TV_0}{\frac{Q_a}{g} (V_2^2 - V_0^2)} \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}} = \frac{1}{1 + \frac{T_s g}{2Q_a V_0}} \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$$

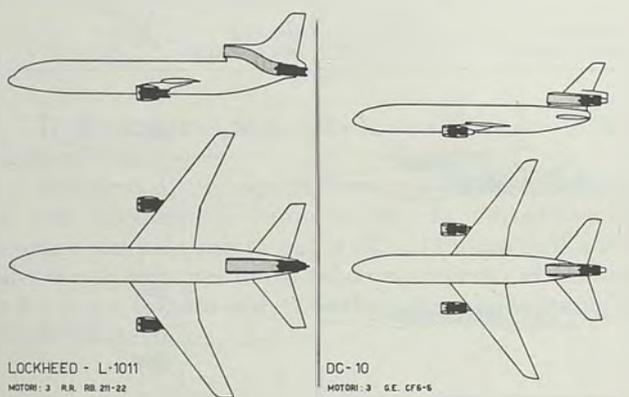


Fig. 1c - Schemi dei sistemi velivolo-turbogetti trimotori.

Analogamente per tenere conto delle perdite interne di spinta che riguardano il motore vero e proprio possiamo dire che il sistema velivolo-turbogetto ha un consumo specifico $C_s^* + \Delta C_s^*$ ove

C_s^* è il consumo specifico di un motore isolato di spinta T nelle condizioni di giri, quota e velocità di volo considerate;

ΔC_s^* è l'aumento di consumo specifico che corrisponde alle perdite di spinta dovute all'imbocco, ai condotti, alla uscita ed alle derivazioni di aria per i servizi e per la ventilazione e raffreddamento nel vano motore, ecc.

Con tali ipotesi i rendimenti del sistema sono i seguenti

$$\eta_m = 3600 \left(1 + \frac{T_s g}{2Q_a V_0} \right) \frac{a}{C_s^* \left(1 + \frac{\Delta C_s^*}{C_s^*} \right) p_c J} M$$

$$\eta_p = \frac{1}{1 + \frac{T_s g}{2Q_a V_0}} \times \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$$

$$\eta_p = 3600 \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}} \frac{a}{C_s^* \left(1 + \frac{\Delta C_s^*}{C_s^*} \right) p_c J} M$$

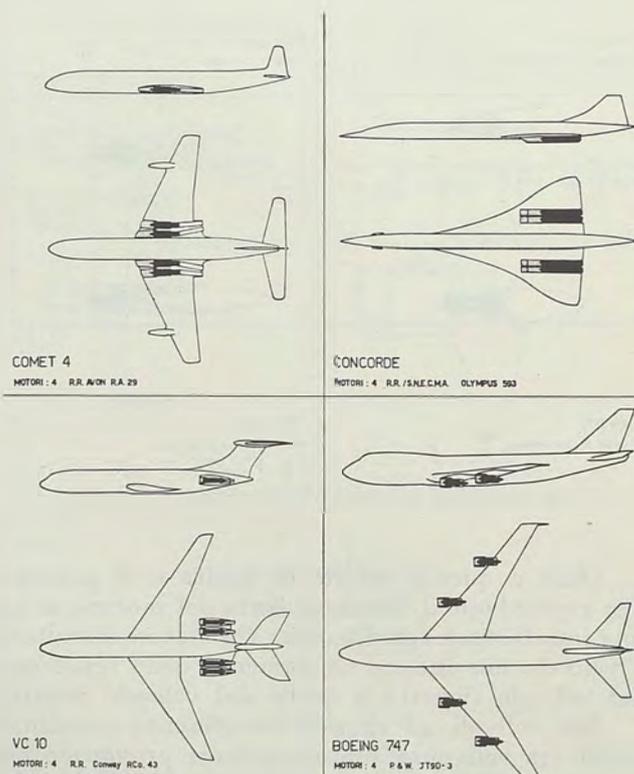


Fig. 1d - Schemi dei sistemi velivolo-turbogetti quadrimotori.

Indicando con

$$f_i^* = \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_s^*}{C_s^*}}$$

che chiamiamo fattore interno di integrazione

$$f_e^* = \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}}$$

che chiamiamo fattore esterno di integrazione

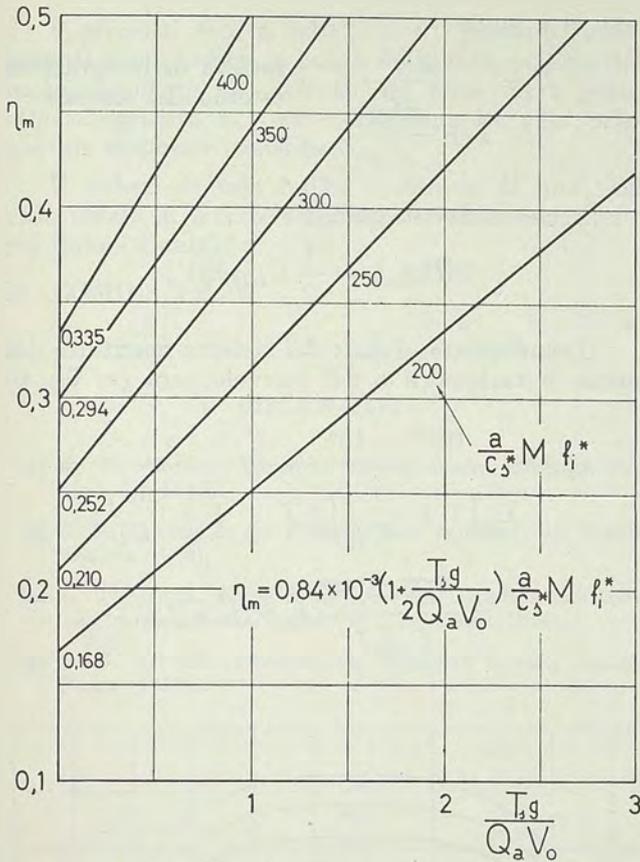


Fig. 2 - Sistemi velivolo-turbogetto. η_m in funzione di $\frac{T_2g}{Q_a V_o}$ per vari valori di $\frac{a}{C_s^*} M f_i^*$.

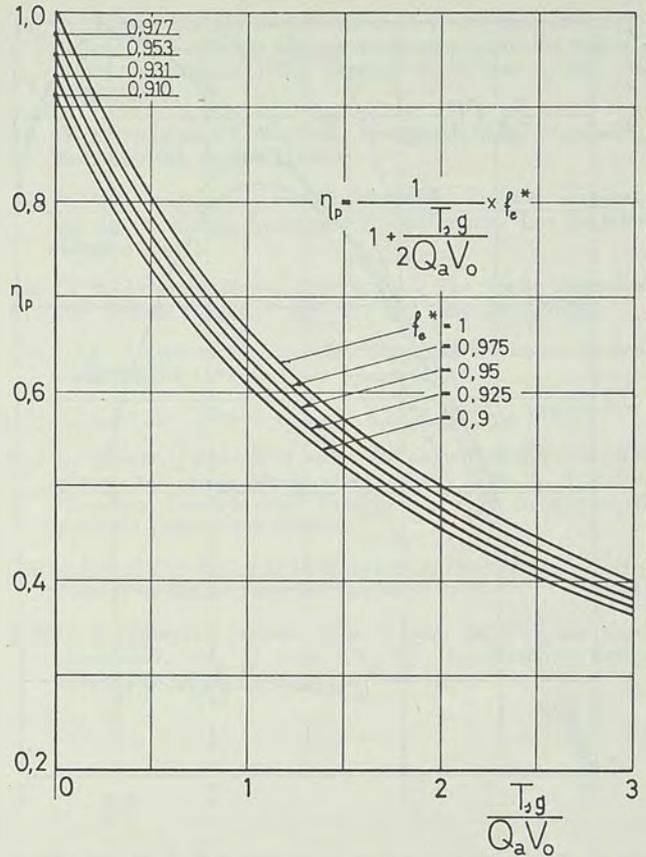


Fig. 3 - Sistemi velivolo-turbogetto. η_p in funzione di $\frac{T_2g}{Q_a V_o}$ per vari valori di f_e^* .

si può scrivere

$$\eta_m = 3600 \left(1 + \frac{T_2g}{2Q_a V_o}\right) \frac{a}{C_s^* p_c J} \times M f_i^* \quad (\text{v. fig. 2})$$

$$\eta_p = \frac{1}{1 + \frac{T_2g}{2Q_a V_o}} f_e^* \quad (\text{v. fig. 3})$$

$$\eta_a = 3600 \frac{a}{C_s^* p_c J} M \times f_i^* \times f_e^* \quad (\text{v. fig. 4})$$

Nel caso di velivoli ad elica il rendimento termico del sistema può essere espresso analogamente

$$\eta_m = \frac{0,27 \times 10^6}{C_s \left(1 + \frac{\Delta C_s}{C_s}\right) p_c J} = \frac{0,27 \times 10^6}{C_s p_c J} f_i$$

ove

C_s è il consumo specifico del motore isolato nelle condizioni standard, riferito alla potenza II corrispondente alla condizione di volo considerata;

ΔC_s è l'incremento di detto consumo specifico che corrisponde alla derivazione di potenza per gli eventuali servizi;

$$f_i = \frac{1}{1 + \frac{\Delta C_s}{C_s}} \text{ è il fattore interno di inte-}$$

grazione.

Tenendo presente che gli effetti esterni dell'integrazione in questo caso possono essere computati in parte come riduzione della spinta dell'elica ed in parte come aumento della resistenza del velivolo si può scrivere per ogni data condizione di volo orizzontale

$$75 \Pi_s \eta_e \chi = \frac{1-\epsilon}{2} C_D \left(1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}\right) \rho_0 \delta S V_0^3$$

ove

η_e è il rendimento dell'elica isolata nelle condizioni di funzionamento corrispondente alla velocità e quota di volo considerata. La figura riporta una curva involuppo dei valori massimi di η_e in funzione del numero di Mach di volo (v. fig. 5);

χ è il fattore di riduzione del rendimento dell'elica dovuto agli effetti delle interferenze elica-gondola del motore o prua della fusoliera ed alle parti contigue del velivolo;

ΔC_D è l'aumento del coefficiente di resistenza rispetto a quello del velivolo (C_D) per il raffreddamento dei motori e dei radiatori, per l'incremento di resistenza delle superfici « bagnate » dalla scia dell'elica.

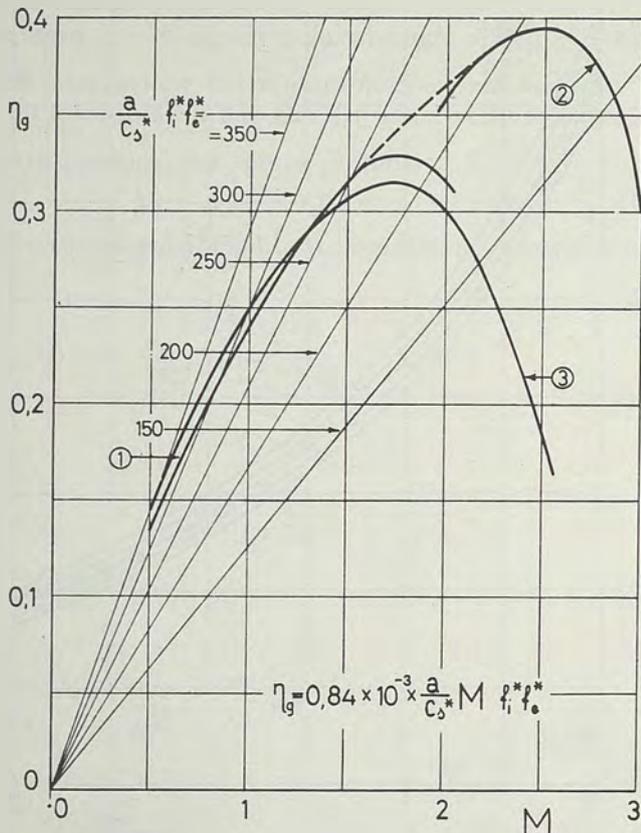


Fig. 4 - Sistemi velivolo-turbogetto. η_g in funzione di M per vari valori di $\frac{a}{C_3^*} f_i^* f_e^*$. Le curve 1, 2 e 3 rappresentano secondo A. A. Lombard [7] l'involuppo dei valori massimi di η_g relativo al motore installato:
 1 Getto semplice ad elevato rapporto di compressione;
 2 Getto semplice a basso rapporto di compressione;
 3 Elevato rapporto di compressione con by-pass.

Il rendimento propulsivo del sistema sarà, quindi

$$\eta_p = \eta_e \frac{\chi}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}} = \eta_e f_e$$

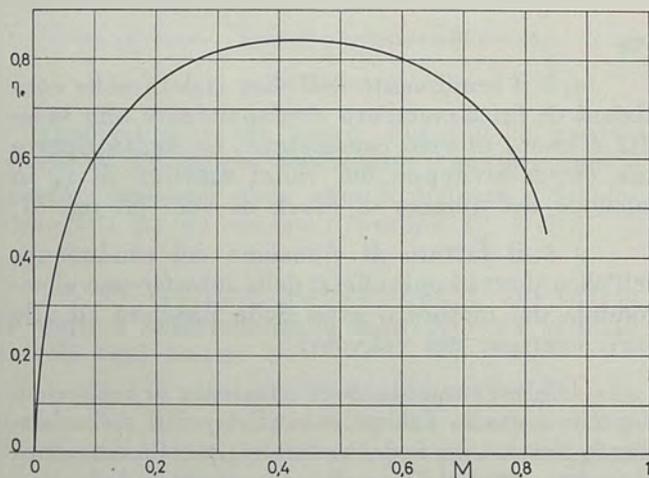


Fig. 5 - Elica isolata. Una curva involuppo dei valori massimi di η_e in funzione di M .

ove si è posto

$$f_e = \frac{\chi}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}} \quad \text{fattore di integrazione esterna del sistema}$$

Si può scrivere, quindi

$$75 \Pi_s \eta_e f_e = \frac{1}{2} C_{DQ_0} \delta S V_0^3$$

Il rendimento globale del sistema costituito dal moto- o turboelica e dal velivolo sarà (v. fig. 6)

$$\begin{aligned} \eta_g &= \frac{0,27 \times 10^6}{C_s \left(1 + \frac{\Delta C_s}{C_s}\right) p_c J} \eta_e \frac{\chi}{1 + \frac{\Delta C_D}{C_D}} = \\ &= \frac{0,27 \times 10^6}{C_s p_c J} \eta_e \times f_i \times f_e \end{aligned}$$

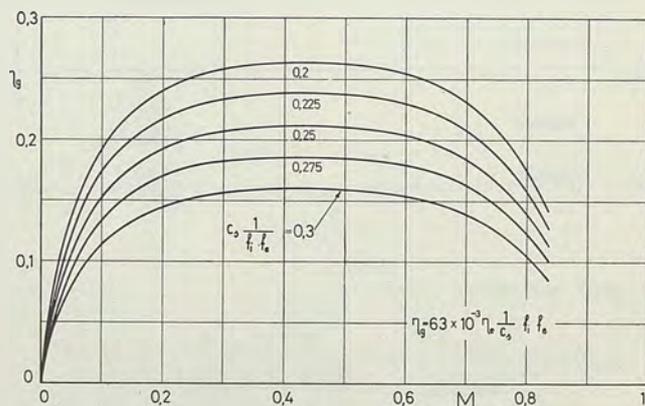


Fig. 6 - Sistemi velivolo e moto- o turboelica. η_g in funzione di M per vari valori di $\frac{a}{C_3^*} f_i^* f_e^*$.

* * *

Il procedimento sopra illustrato è basato sul fatto di attribuire al sistema velivolo-motopropulsore un incremento del coefficiente di resistenza rispetto al velivolo isolato, una riduzione del rendimento dell'elica ed un incremento del consumo specifico rispetto al motore isolato di pari potenza.

I due fattori di integrazione che esprimono dette variazioni costituiscono parametri variabili del progetto ai quali vengono attribuiti inizialmente dei valori in base a dati empirici; essi debbono essere definiti in un processo di successive approssimazioni nel corso dello svolgimento del progetto.

Oltre a costituire un metodo pratico per avviare il progetto generale di massima di un velivolo questo procedimento ha il pregio di mettere direttamente in evidenza, mediante i fattori sopradetti gli effetti dell'integrazione velivolo-motopropulsore rispettivamente sul consumo specifico di combustibile e sulla resistenza aerodinamica del velivolo e sull'interferenza elica-velivolo.

I prodotti $f_i \times f_e$ ed $f_i^* \times f_e^*$ possono essere assunti come indice di bontà della integrazione del motopropulsore nel velivolo ad elica od a getto rispettivamente in ogni condizione di volo orizzontale uniforme considerata.

Il valore di tale indice è minore di uno; nel caso ideale di interferenze esterne ed interne nulle raggiunge l'unità.

M. COMO - VP-18

BIBLIOGRAFIA

- [1] K. D. WOOD, *Technical Aerodynamics*, McGraw-Hill Book C. (1947).
- [2] C. F. BAKER, *Is the Propeller here to Stay?*, Air World (Giugno 1948).
- [3] A. W. QUICK, *Etude de la forme des canaux d'admission pour turboreacteurs*, Interavia (Novembre 1949).
- [4] G. B. NICOLÒ, *Aerodinamica applicata al volo*, A.C.A., Roma (1950).
- [5] G. GABRIELLI, *Un metodo per la determinazione della superficie alare e del suo allungamento nel progetto dei velivoli*, «Atti Accademia delle Scienze di Torino», vol. 86 (1951-52).
- [6] D. KUCHEMANN-J. WEBER, *Aerodynamics of Propulsion*, McGraw-Hill Book C. (1953).
- [7] A. A. LOMBARD, *Low Consumption Turbine Engines*, 5th International Aeronautical Conference, Los Angeles (Giugno 1955).
- [8] C. R. LIEBERMANN-C. E. TILYU, *The Unity Equation and Growth Factor*, S.A.W.E., Los Angeles (1960).
- [9] G. L. DAWSON, *Engines for Advanced Subsonic Transports*, Flight International (Gennaio 1965).
- [10] A. CAPETTI, *Motori termici*, UTET, Torino (1967).
- [11] G. MAOLI, *Controllo a terra dell'accoppiamento velivolo-motore del caccia bombardiere FIAT G 91 Y*, «Atti e Rassegna Tecnica degli Ingegneri e degli Architetti di Torino» (Novembre 1968).
- [12] A.G.A.R.D., *A.G.A.R.D. Conference Proceedings on Airframe/Propulsion Interference* (1975).
- [13] G. GABRIELLI, *Lezioni sulla Scienza del Progetto degli Aeromobili*, vol. II, cap. IX, Ed. Levrotto & Bella, Torino (ristampa 1975).

Bibliografia

Questa bibliografia si riferisce solo agli scritti relativi a ricerche originali teoriche e sperimentali; memorie a carattere prevalentemente didattiche; interventi sui rapporti tra scuola ed industria; problemi di politica industriale aeronautica.

Le moderne condotte forzate cerchiare, « Ingegneria », n. 7, 1925.

I trafilati in duralluminio nelle costruzioni aeronautiche e l'aeroplano Ansaldo Caccia 2°, « Atti della 1ª Settimana Aerotecnica », Roma, 23-29 novembre 1925.

Il canale del vento dell'Istituto di Aerodinamica del Politecnico di Aachen, « L'Aerotecnica », n. 7, 1926.

Un metodo approssimato per l'adattamento dell'elica posteriore di un sistema di due eliche in tandem, « L'Aerotecnica », n. 9, 1927.

(CON C. FERRARI), *Studio sull'elica autorotante*, « L'Aerotecnica », n. 9, 1927.

Sulla determinazione del dietro longitudinale più conveniente degli aeroplani, « L'Aerotecnica », n. 5, 1927.

Un metodo approssimato per il progetto delle eliche aeree, Atti del IV Congresso Internazionale di Navigazione Aerea, Roma, 24-30 ottobre 1927, « L'Aerotecnica », n. 12, 1927.

Über die Torsionssteifigkeit eines freitragenden Flügels mit konstantem Holm- und Rippenquerschnitt, « Luftfahrtforschung », 2. Band, Heft 3, 26 giugno 1928.

Sul comportamento della chiodatura tra lamiere in dural di piccolo spessore, « L'Aerotecnica », n. 11, 1928.

(CON G. PEGNA), *Esperienze sul contributo della copertura sulla rigidità a torsione delle ali*, « L'Aerotecnica », n. 11, 1928.

Concetti e tendenze nella costruzione degli aeroplani metallici, « L'Aerotecnica », n. 12, 1928.

Sul peso ideale delle ali a sbalzo, « L'Aerotecnica », n. 9, 1929.

Esperienze sulle unioni con rivette tubolari tra lamiere in dural di piccolo spessore, « L'Aerotecnica », n. 11, 1929.

Ancora sul peso ideale delle ali a sbalzo, « L'Aerotecnica », n. 4, 1930.

Sul calcolo del fondo degli scafi metallici degli idrovolanti e sulla sua forma, « Atti della XVIII Riunione della Società per il Progresso delle Scienze », Trento, settembre 1930.

Problemi moderni nella costruzione metallica degli aeroplani, « L'Aerotecnica », n. 1, 1931.

Il problema delle aste compresse nella costruzione degli aeromobili, « II Congresso Nazionale degli Ingegneri Italiani », Roma, aprile 1931.

Sulla determinazione della forma in pianta più conveniente delle ali dei monoplani da velocità, « Atti della Società Italiana per il Progresso delle Scienze, XX Riunione », Milano, settembre 1931.

Sul comportamento dei tubi sottili in dural assoggettati a flessione-torsione e sulle loro applicazioni nella costruzione degli aeromobili, « L'Aerotecnica », n. 12, 1932.

Problemi vitali per la costruzione dei monoplani a sbalzo, « L'ala d'Italia », aprile 1934.

Impressioni sull'aviazione civile degli Stati Uniti, « L'Aerotecnica », n. 1, 1935.

Sulla rigidità di alcuni telai piani, « L'Aerotecnica », n. 5, 1938.

Le materie prime nella costruzione dei velivoli dal punto di vista autarchico, « Atti della XXVII Riunione della Società Italiana per il Progresso delle Scienze », Bologna, 4-11 settembre 1938.

Riflessi costruttivi della velocità in aviazione, « L'Ingegnere », n. 12, 1938.

Sulle recenti ricerche delle sollecitazioni in volo dei velivoli e sui nuovi criteri per il proporzionamento delle strutture, « L'Aerotecnica », n. 9 e n. 10, 1942.

Problemi attuali delle costruzioni aeronautiche, « L'Aerotecnica », n. 12, 1942.

Introduzione allo studio degli aeromobili, « L'Ingegnere », n. 11, 1944.

Resistenza effettiva e resistenza minima ideale dei velivoli, « L'Ingegnere », nn. 6 e 7, 1945.

Organi di comando dei velivoli, « L'Ingegnere » nn. 1 e 2, 1946.

Sulla unificazione delle attrezzature di montaggio, « Primo Convegno Nazionale per la Ricostruzione dell'Industria », Milano 14-16 settembre 1946.

Gli ipersostentatori, « L'Ingegnere », nn. 11 e 12, 1946.

Gli organi di atterraggio degli aeroplani, « L'Ingegnere », nn. 5, 6, 7 e 8, 1947.

Considerazioni sul coefficiente di penetrazione dei moderni veicoli commerciali, « Atti del I Congresso Italiano dei Trasporti », Milano, 11-15 giugno 1947.

(CON TH. VON KÁRMÁN) *Potenza specifica e velocità massima dei veicoli* « Atti dell'Accademia delle Scienze di Torino », voll. 81 e 82, 1947.

Note sul progetto dei velivoli, « L'Ingegnere », n. 9, 1949.

Le gallerie aerodinamiche in Italia ed all'estero, VIII Convegno Nazionale di Aerotecnica, Roma, 20-22 ottobre 1949, « L'Aerotecnica », n. 5, 1949.

Una proposta per la determinazione del rapporto di rastremazione delle ali monoplane, Numero speciale in onore di Modesto Panetti delle riviste « L'Aerotecnica », « A.T.A. », « La Termotecnica », 1951.

Considerazioni e proposte sulle denominazioni relative ai veicoli, ai missili ed ai motopropulsori, « L'Aerotecnica », n. 5, 1951.

Un metodo per la determinazione della superficie alare e del suo allungamento nel progetto dei velivoli, « Atti dell'Accademia delle Scienze », Torino, vol. 86, 1951-52.

Peso teorico e peso reali delle ali a sbalzo, « L'Aerotecnica », n. 1, 1953.

Dal biplano all'ala a delta: storia dell'evoluzione della forma e della struttura dei velivoli, « Prolusione tenuta alla Scuola di Guerra Aerea di Firenze », 2 marzo 1953.

La normalisation dans la construction aéronautique, « Technique et Science Aéronautique et Spatiales », n. 1, 1954.

Il progresso scientifico e tecnico dell'aeronautica nel primo cinquantennio dell'aviazione, « Prolusione ai Corsi dell'a.a. 1953/54 del Politecnico di Torino », 5 novembre 1953.

Il peso limite massimo dei velivoli, « Rivista Aeronautica », nn. 11-12, 1953.

La détermination du genre des gyrovions, « Interavia », n. 1, 1954.

Sul valore della massa ridotta di un aeroplano nel caso di atterramenti dissimmetrici, « L'Ingegnere », n. 10, 1954.

Über Reibungswiderstand, Gleichgewicht und Ausgleichsgrad in der Höhensteueranlage von Flugzeugen, « Jahrbuch », 1954 der W.G.L.

Sur une nouvelle expression analytique générale de la polaire des avions, 1er Congrès Aéronautique Européen, Parigi, dicembre 1954, « Technique et Science Aéronautiques et Spatiales », n. 4, 1955.

Teoria e applicazione dei modelli strutturali nelle costruzioni aeronautiche, « Atti del Convegno Internazionale sui Modelli nella Tecnica », 1-6 ottobre 1955.

I trasporti aeroterrestri per la valorizzazione interna ed esterna del Mezzogiorno e delle Isole, Convegno su « Stato ed iniziativa privata per lo sviluppo del Mezzogiorno e delle Isole », Palermo, 13-15 ottobre 1955.

Evoluzione della scienza del progetto nell'aeronautica, « Prolusione inaugurale dell'anno accademico 1956/57 dell'Accademia Aeronautica Militare », 10 dicembre 1956.

The Philosophy of Lightweight Design, « The Aeroplane », 31 maggio 1957.

Espressioni e denominazioni delle forze aerostatiche e aerodinamiche, « Rivista di Ingegneria », n. 12, 1958.

Teoria e pratica nel progetto delle giunzioni rivettate nelle strutture aeronautiche, « L'Aerotecnica », n. 6, dicembre 1959.

(Con L. LOCATI) *Lo sfruttamento dei materiali resistenti in un velivolo moderno*, « Rivista di Ingegneria », n. 3, marzo 1960.

Realizzazioni e promesse della scienza e della tecnica aeronautiche « Centro Alti Studi Militari » Roma, marzo 1960.

Parametric Investigation on « STOL » Aircraft, « AGAR-Dograph 46 », Parigi, giugno 1960.

Sulle polari « effettive » dei velivoli « Atti dell'Accademia delle Scienze di Torino », vol. 95, 1960/61.

Indice del peso ed indice di bontà di alcuni montanti compressi aventi sezione con profili chiusi impiegati nelle costruzioni aeronautiche, « Rivista di Ingegneria », n. 1, gennaio 1961.

La presenza dell'Italia con il G 95/6 nel concorso internazionale per aeroplani a decollo e atterramento verticale e corto, Discorso pronunciato a Roma il 16 maggio 1962, sotto gli auspici del « Centro Italiano di Studi per la Riconciliazione Internazionale ».

Scienza e Tecnica Aeronautica. Tendenze e previsioni per il prossimo futuro, « XIII Convegno Nazionale degli Ingegneri Italiani », Milano, giugno 1962.

Le superfici di governo dei velivoli, « Rivista di Ingegneria », gennaio 1963.

La cooperazione delle scienze e delle tecniche nel campo delle comunicazioni, « XI Convegno Internazionale delle Comunicazioni », Genova, ottobre 1963.

I comandi potenziati nei velivoli moderni, « Rivista di Ingegneria », n. 1, gennaio 1964.

THÉODORE VON KÁRMÁN, *Cenni commemorativi*, « Accademia delle Scienze di Torino », vol. 96, 1963/64.

Nuovi aspetti della sustentazione dinamica nei veicoli, « Atti del Collegio degli Ingegneri di Milano », marzo/aprile 1964.

Considerazioni sui velivoli a decollo e atterramento verticale e corto, « Accademia delle Scienze di Torino », vol. 99, 1965.

Potenza e velocità indotte nei sistemi di sustentazione a punto fisso per i velivoli VTOL e nelle ali diritte in velocità orizzontale uniforme, « Accademia delle Scienze di Torino », vol. 99, 1965.

Aussichten der Europäischen Flugzeugproduktion, « Arbeitsgemeinschaft für Forschung des Landes Nordrhein-Westfalen », Heft 158, 1965.

Specific Fuel Consumption of VTOL Aircraft and Helicopters in Hovering, « Congresso Internazionale di Tecnologia Aerea », Hot Springs (USA), 15-18 novembre 1965.

Sviluppi e applicazioni della capacità VTOL nei velivoli militari e civili, « Istituto di Navigazione - Notiziario », n. 26, 1966.

(Con E. ANTONA e P. M. MASSA) *Determinazione sperimentale del modulo elastico di funi per trasmissioni di comando dei velivoli*, « Accademia delle Scienze di Torino », vol. 100, 1965/66.

Attività e ricerca spaziale nell'industria, « VI Convegno Internazionale Tecnico e Scientifico dello Spazio », Roma, 20-22 giugno 1966.

(Con E. ANTONA) *Design of thin circular cylinders under combined loading conditions*, « V Congresso I.C.A.S. », Londra, settembre 1966.

Il settore del trasporto aereo nella politica di sviluppo tecnologico, « FAST », Milano, giugno 1967.

(Con R. M. CLARKSON e A. H. C. GREENWOOD) *Possibilities and Problems of new Types of Aircraft during the decade 1970-1980*, Symposium on « Aviation Technology in the European Economy », Londra, settembre 1967.

Prospettive di finanziamento investimento e utilizzazione dell'attività spaziale (iniziative e contributi di enti privati), « XV Convegno Internazionale delle Comunicazioni », Genova ottobre 1967.

Ricordo di Vittorio Valletta, « Istituto Internazionale delle Comunicazioni », Genova, novembre 1967.

Considerazioni sui « Regolamenti di Navigabilità » degli aeromobili, « Atti e Rassegna Tecnica della Società degli Ingegneri e Architetti in Torino », dicembre 1967.

Relazioni tra l'Università e l'Industria, Tavola Rotonda « Accademia dei Lincei », Roma, 11 gennaio 1968.

Stato, capacità, adattabilità, possibilità di produzione bellica, connessi impegni finanziari e di tempo dell'industria aeronautica nazionale, « Centro Alti Studi Militari », Roma, 14 febbraio 1969.

(Con P. M. MASSA e V. SACCHI) *Sui risultati di una serie di prove di compressione al carico di cedimento su pannelli piani irrigiditi in leghe di alluminio e sulla loro utilizzazione nel progetto di strutture aeronautiche*, « Ingegneria », n. 1, 1970.

Considerazioni sul peso minimo di alcuni tipi di pannelli piani nervati compressi, « Istituto Lombardo Accademia di Scienze e Lettere », Rend. Scient. A., 104, 1970.

(Con E. ANTONA) *An Experimental Investigation on Wing Box Beams in Bending*, « VII Congresso I.C.A.S. », Roma, settembre 1970.

Zusammenarbeit zwischen Forschung und Industrie, Proklusion in occasione della Assemblée Generale della DFVLR, Bonn-Bad Godesberg, 12 ottobre 1970, « Automobilismo e Automobilismo Industriale », nn. 9-10, 1970.

Su una espressione del peso ideale delle fusoliere a guscio, « Accademia delle Scienze di Torino », vol. 105, 1970/1971; R.A.E. (Farnborough) col titolo « On an Expression for the ideal Weight of Shell-type Fuselages », transl. n. 1688, 1972.

Sulla forma delle fusoliere dei moderni velivoli da trasporto passeggeri, « L'aerotecnica - Missili e Spazio », n. 1, febbraio 1971.

Considerazioni su alcuni aspetti tecnici dei veicoli, guidati a cuscino d'aria, « 51^a Riunione della Società Italiana per il Progresso delle Scienze », Pugnochiuso nel Gargano; 28 settembre-3 ottobre 1971.

Aspetti tecnici di alcuni problemi connessi con lo sviluppo dei velivoli nel prossimo futuro, « Proklusion tenuta alla XXXII Assemblée Generale Annuale della International Union of Aviation Insurers », Venezia, 1^o giugno 1972.

(Con A. GIACHINO) *I collegamenti aerei*, « Viabilità e Trasporti nell'assetto territoriale del Piemonte e della Valle d'Aosta », Torino, 1972.

Souvenirs de Théodore von Kármán, « Commemorazione tenuta alla riunione del XX Anniversario dell'AGARD », Bruxelles, 28 settembre 1972.

Considerazioni sul grado di utilizzazione dell'energia richiesta nei veicoli per passeggeri e merci di tutti i tipi in rapporto alla loro « capacità netta di trasporto », « XX Convegno Internazionale delle Comunicazioni », Genova, 8-13 ottobre 1972.

(Con A. RAVETTI) *Carichi di cedimento e peso minimo di pannelli curvi nervati compressi in leghe di alluminio*, « Accademia delle Scienze di Torino », vol. 107, 1972/73.

L'industria aeronautica europea e le sue prospettive, « Giornata Europea dell'Aviazione Civile », Roma, 8 giugno 1973.

(Con E. ANTONA) *Un'indagine sperimentale su strutture alari a cassone soggette a torsione*, « Il Congresso Nazionale AIDAA », 25-29 settembre 1973.

(Con G. GONELLA) *Sul valore del « fattore di utilizzazione dell'energia » di alcuni tipi di veicoli da trasporto alla velocità media delle rispettive missioni basiche*, « XXI Convegno Internazionale delle Comunicazioni », Genova, 8-13 ottobre 1973, « Trasporti », n. 2, 1974.

Su alcuni moderni tipi di velivoli da trasporto passeggeri e merci per servizi a breve raggio, Taormina, 8-9 dicembre 1973.

Scienza e Tecnologia aeronautica: realizzazioni e promesse, Conferenza tenuta nei « Giovedì Culturali » della Scuola d'Applicazione d'Arma, Torino, 28 marzo 1974.

Come scegliere il mezzo di trasporto, « L'Informazione industriale », 30 aprile 1974.

Problemi dell'energia nelle comunicazioni e nei trasporti, « Rivista Militare », n. 2, 1974.

Su alcuni fattori caratteristici dei veicoli da trasporto, dal volume « Omaggio a Carlo Ferrari », Torino, dicembre 1974.

Su un nuovo fattore adimensionale del grado di utilizzazione della energia nei veicoli da trasporto, Sonderdruck aus « Abhandl. aus dem Aerodynamischen Institut der Rhein-Westf. Techn. Hochschule Aachen », heft 22, 1975.

Denominazioni e rendimento propulsivo ideale dei motopropulsori aeronautici, « Ingegneria », nn. 1-2, gennaio-febbraio 1976.

Sul peso dei serbatoi del carburante nei velivoli, « Ingegneria », nn. 11-12, 1977.

Sulla valutazione in fase di progetto preliminare del rendimento dei sistemi motopropulsore-velivoli, Suppl. del vol. III; Atti « Accademia delle Scienze di Torino », 1977.

Sulla valutazione del peso degli impianti motopropulsori dei velivoli, « Accademia delle Scienze di Torino », vol. 112, 1978.

TRATTATO

Lezione sulla Scienza del Progetto degli Aeromobili, voll. I e II, Ed. Levrotto & Bella, Torino.

Titoli onorifici, Premi, Decorazioni.

Dr. Ing. h.c. della Technische Hochschule, Aachen.

Socio nazionale dell'Accademia delle Scienze, Torino.

Socio corrispondente dell'Istituto Lombardo, Accademia di Scienze e Lettere,
Milano.

Vice-Presidente della Società Italiana per il Progresso delle Scienze (SIPS),
Roma.

Membro corrispondente della International Academy of Astronautics, Parigi.

Honorary Fellow della Royal Aeronautical Society, Londra.

Fellow dell'Institute of Aeronautical Science, New York.

Membro onorario della Société des Ingenieurs et Techniciens de l'Aéronautique
et de l'Espace, Parigi.

Membro onorario della Société des Ingenieurs de l'Automobile, Parigi.

Membro corrispondente della Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung,
Berlino.

Presidente Onorario dell'Association Internationale des Constructeurs de Ma-
tériel Aérospatial, Parigi.

Membro del Daniel Guggenheim Medal Board of Award, New York.

Socio benemerito dell'Associazione Arma Aeronautica, Roma.

R. H. Thurston Lecturer 1950 dell'ASME, New York.

Membro dell'International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS).

Medaglia d'oro dei benemeriti della Scuola, della Cultura e dell'Arte.

Anello di Ludwig Prandtl della WGR.

Medaglia Colombiana, Genova.

Medaglia von Kármán, Parigi.

Medaglia d'argento della Città di Parigi.

Premio Leonardo da Vinci.

Premio Torino.

Medaglia d'oro della Société d'Encouragement pour la Recherche et l'Inven-
tion, Parigi.

Medaglia d'oro al Merito Professionale della Confederazione Generale Italiana
Professionisti ed Artisti.

Cav. di Gr. Cr. al Merito della Repubblica Italiana.

Chevalier de la Légion d'Honneur.

Gr. Cr. al Merito della Repubblica Federale Tedesca.

Croce al Merito del Ministero dell'Aria Spagnolo.

La Società degli Ingegneri e degli Architetti in Torino accoglie nella « Rassegna Tecnica », in relazione ai suoi fini culturali istituzionali, articoli di Soci ed anche non Soci, invitati. La pubblicazione, implica e sollecita l'apertura di una discussione, per iscritto o in apposite riunioni di Società. Le opinioni ed i giudizi impegnano esclusivamente gli Autori e non la Società.

Direttore responsabile: **GIUSEPPE FULCHERI**

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

STAMPERIA ARTISTICA NAZIONALE - CORSO SIRACUSA, 37 - TORINO

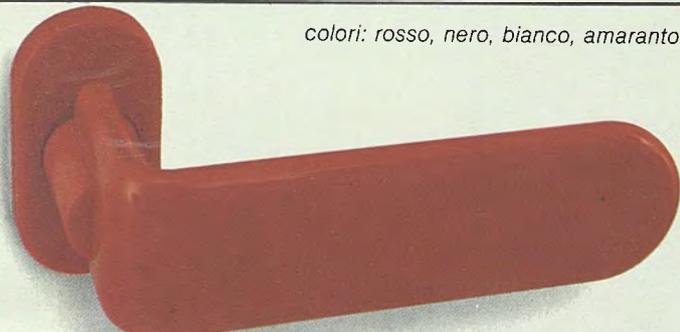


colori: rosso, nero, bianco, amaranto, grigio.

BOMA - design arch. Monti G.P.A. - Durethan® resina Bayer

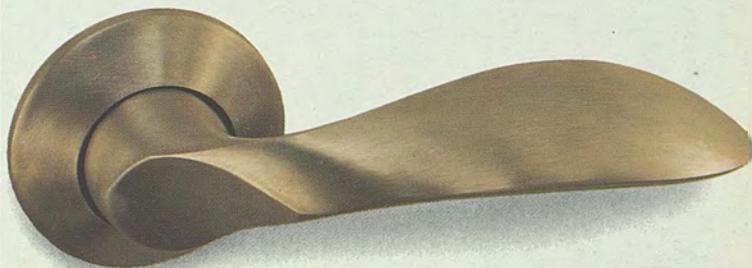


AMBRA - design arch. F. Albini e F. Helg - alluminio anodizzato (oro)



colori: rosso, nero, bianco, amaranto.

LARIO - design arch. Monti G.P.A. - Durethan® resina Bayer



VELASCA - design Studio BBPR - ottone satinato



colori: rosso, nero, bianco, amaranto.

CUSIO - design arch. G. Anselmi - Durethan® resina Bayer



ORTA - design Ufficio Tecnico Olivari - ottone verniciato/legno



TIZIANELLA - design arch. S. Asti - ottone cromato



PARACOLPI ALFA - design Joe Colombo - ottone cromato (opaco)



CHIARA - design Ufficio Tecnico Olivari - ottone nichelato opaco



BICA - design Ufficio Tecnico Olivari - alluminio anodizzato (bronzo)

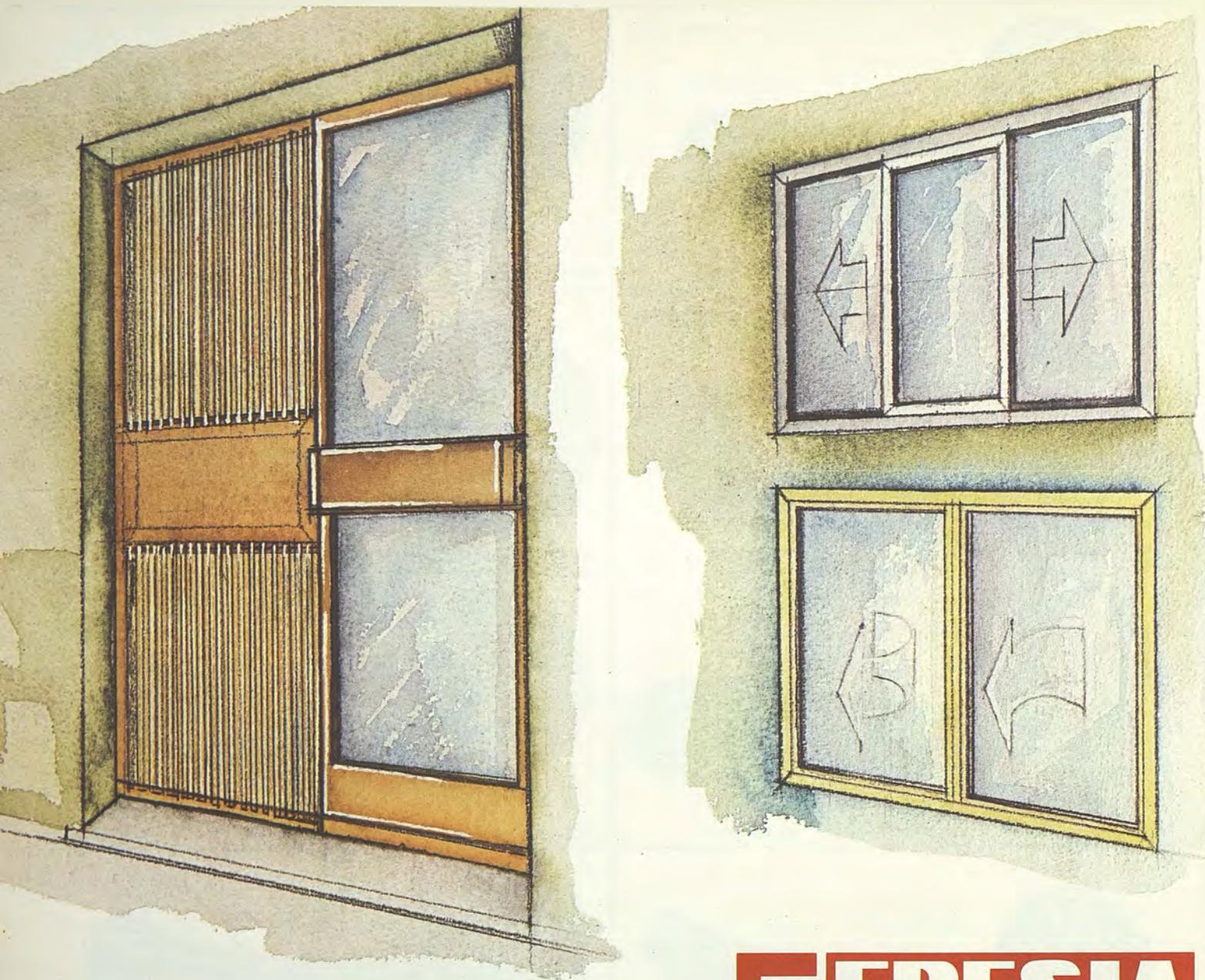


UOVO - design Ufficio Tecnico Olivari - ottone cromato opaco

FRESIA

VIA AOSTA, 3 - 10152 TORINO - Tel. (011) 850.891

PROGRAMMA MANIGLIE 1979 **OLIVARI**®



FRESIA

divisione profilati alluminio

via sospello, 193 - 10100 Torino - tel. (011) 29 71 07

vasto assortimento
di profilati in
alluminio anodizzato
per serramenti
e accessori

Officine specializzate:

TORINO

Boasso Tommaso

V. Rulfi, 9 - Tel. (011) 296069

Cosallfer

Via Ala di Stura, 46 - Tel. (011) 296187

Gasco Candido

Corso Palermo, 52 - Tel. (011) 852314

COLLEGNO - Regina Margherita

Ottenga & Vacca - Via Palermo, 21 - Tel. (011) 4114144

FROSSASCO

Macocco F.lli - Strada del Baisa - Tel. (021) 52391

GRUGLIASCO

Barbaresco Primo - Via Antica Rivoli, 84 - Tel. (011) 6497965

LEINI

Seam - Via Caselle, 57 - Tel. (011) 9989653

PINO TORINESE

Vergnano Fioravante - Via Chieri, 49 - Tel. (011) 841545

*Per altre province del Piemonte vedere i singoli elenchi della categoria:
Serramenti ed infissi alluminio*

visitateci