

CARATTERISTICHE DI VOLO

Contenuto	Pagina
- COMANDI DI VOLO	6 - 1
- FRENI AERODINAMICI	6 - 2
- CARICHI ESTERNI	6 - 2
- DECOLLO	6 - 3
- VOLI IN ALTA QUOTA	6 - 3
- ALTI NUMERI DI MACH	6 - 3
- ATTERRAMENTO	6 - 3
- MANOVRE ACROBATICHE	6 - 4
- STALLI	6 - 4
- VITE	6 - 5

COMANDI DI VOLO

Il velivolo presenta elevate doti di stabilità e manovrabilità longitudinale e laterale in tutto l'inviluppo di volo. Per quanto riguarda la stabilità direzionale, essa è soddisfacente ai bassi numeri di Mach, mentre tende a ridursi, rimanendo sempre entro valori accettabili, agli alti numeri di Mach.

L'autocentrimento della barra di comando è ottenuto mediante una precarica delle molle dei dispositivi di sensibilità artificiale.

I comandi di volo presentano un elevato grado di armonicità in tutto il campo di velocità e quota.

EQUILIBRATORE

La sensibilità artificiale del comando potenziato irreversibile è del tipo a molla con contrappeso.

Gli sforzi di barra (4 lbs/g), sia in manovra stabilizzata che in transitorio, sono leggeri, in armonia con le doti di alta manovrabilità del velivolo.

L'andamento degli sforzi di barra per «g» e degli spostamenti del comando risultano corretti a tutte le velocità.

L'efficacia del comando, molto elevata in tutto il campo di impiego, tende a ridursi lievemente in regime transonico.

In caso di avaria idraulica, il comando presenta caratteristiche accettabili anche in funzionamento meccanico, fino a velocità indicate dell'ordine di 540 nodi e di Mach 0.9, purché al momento dell'avaria il velivolo sia in condizioni di equilibrio longitudinale.

In tali condizioni gli sforzi necessari per manovrare il velivolo aumentano con il quadrato della velocità indicata: gli sforzi di barra per «g» rimangono pressoché costanti, dell'ordine di 20-25 lbs per «g» ap-

plicato, entro un campo di velocità e di Mach abbastanza ampi.

Per Mach maggiori di 0.8, gli sforzi/g tendono ad aumentare rapidamente fino a raggiungere un valore dell'ordine 50 Lbs/g a 540 KIAS c/o $M = 0.9$.

Con tali sforzi è ancora possibile manovrare il velivolo fino ad ottenere un fattore di carico di 3 «g», senza intervenire con il TRIM; fattori di carico superiori sono facilmente ottenibili impiegando anche il TRIM.

Questa capacità di manovra è adeguata per ottenere la rimessa dagli assetti, pendenze e traiettorie che vengono normalmente usati nell'impiego operativo a bassa quota.

Il controllo del velivolo, alle basse velocità indicate in qualsiasi configurazione, non presenta difficoltà purché anche in queste condizioni, il velivolo sia mantenuto longitudinalmente equilibrato facendo ricorso al TRIM.

ATTENZIONE

Se, al verificarsi dell'avaria idraulica, esistono condizioni di calettamento dello stabilizzatore a picchiare rispetto alle condizioni di equilibrio, gli sforzi e gli sforzi di barra per «g», tendono a diventare eccessivi, e le possibilità di manovra sono quindi ridotte. Se il calettamento a picchiare dello stabilizzatore è superiore ai 2 gradi rispetto alle condizioni di equilibrio, il controllo del velivolo risulta molto più difficoltoso, fino a dare la falsa impressione di avere la corsa del comando ridotta, o addirittura la barra bloccata, perché si possono raggiungere gli sforzi massimi applicabili con una sola mano prima di ottenere dal velivolo la risposta desiderata.

ALETTONI

La sensibilità artificiale del comando potenziato irreversibile è del tipo a molla, con precarica di 1,2 lbs.

Gli sforzi di barra, proporzionali allo spostamento, sono leggeri in ogni condizione di volo.

L'efficienza degli alettoni è molto elevata ed è possibile ottenere alte velocità di rollio in tutte le condizioni e configurazioni.

Il pilota, ad alte velocità e/o quota, dovrà usare gli alettoni con cautela per evitare condizioni pericolose (divergenza di rollio).

In caso di avaria idraulica, il comando conserva accettabili caratteristiche anche in funzionamento meccanico, o quando comunque risulti impossibile utilizzare la pressione idraulica dell'accumulatore di emergenza alettoni, fino a velocità indicate dell'ordine di 250 Kts.

Gli sforzi di barra, in tali condizioni, sono molto elevati e diventano inaccettabili, ai fini della controllabilità del velivolo, per velocità indicate maggiori di 250 Kts.

In caso di funzionamento meccanico è quindi consigliabile proseguire il volo a velocità ridotta. È comunque tassativo in caso di atterramento con vento al traverso, inserire la pressione idraulica dell'accumulatore di emergenza alettoni.

Nota

Durante il funzionamento meccanico degli alettoni non deve essere usato il trim laterale: esso è infatti inefficace per azioni di equilibrio sul velivolo, poiché la sua azione viene assorbita dal dispositivo di sensibilità artificiale.

Quando viene ripristinata la pressione idraulica ai servocomandi alettoni tramite il circuito

di emergenza, il trim ritorna efficace e risente anche delle eventuali correzioni applicate durante il funzionamento in meccanico: ciò potrebbe quindi provocare un involontario squilibramento del velivolo.

TIMONE DI DIREZIONE

Il timone di direzione è direttamente collegato alla pedaliera, le sue caratteristiche sono quindi quelle di un comando convenzionale. Gli sforzi leggeri alle basse IAS tendono a diventare elevati alle alte IAS.

Coll'aumentare della velocità indicata si manifesta una moderata tendenza a derapare a sinistra che diventa più marcata per Mach superiori a 0,8. La correzione è in tutti i casi agevole con l'adeguato uso del trim direzionale. Oltre 0,9 Mach si verifica una leggera diminuzione della stabilità direzionale che peraltro è poco significativa ai fini dell'impiego.

SMORZATORE

Il comando direzionale è provvisto di un sistema di smorzamento (YAW DAMPER) allo scopo di migliorare le caratteristiche di stabilità direzionale entro tutto l'involuppo di volo. I velivoli PAN - R/1B sono inoltre dotati di smorzatore di beccheggio (PITCH DAMPER) per migliorare la stabilità longitudinale del velivolo.

CORRETTORI DI ASSETTO

I correttori di assetto sono molto efficaci ed il loro effetto aumenta con l'aumentare della velocità: subito dopo il decollo sono necessarie ampie correzioni mentre poi, alle alte velocità, tutto il trimmaggio è effettuato con piccolissime escursioni angolari.

FRENI AERODINAMICI

L'apertura dei freni aerodinamici provoca un momento cabrante facilmente controllabile con la barra e facilmente trimmabile; la stessa cosa dicasi per il momento picchiante dovuto alla chiusura dei freni aerodinamici. Il pilota sentirà, con freni aerodinamici aperti, delle forti vibrazioni, che non danno luogo però ad alcun

inconveniente (fatta eccezione per una leggera instabilità attorno agli assi longitudinale e verticale). A velocità molto elevate, il tempo di apertura è notevolmente ritardato dalla pressione aerodinamica che, oltre i 400 KIAS, limita la corsa dei freni aerodinamici.

CARICHI ESTERNI

I carichi esterni non influenzano in modo sensibile le caratteristiche di pilotaggio del velivolo.

Il pilota deve comunque attenersi all'osservanza delle

limitazioni imposte per il volo con carichi esterni (ved. Sezione V).

DECOLLO

DECOLLO NORMALE

Il velivolo presenta ottime caratteristiche durante tutta la manovra di decollo. Nel primo tratto della corsa a terra, il controllo direzionale viene agevolmente mantenuto con lieve impiego dei freni, fino a V_i dell'ordine di 50 Kts; successivamente, è sufficiente il timone di direzione.

Applicando una leggera e progressiva pressione a cabrare sulla barra, si ottiene il sollevamento del ruotino alla V_i di 120 Kts (125 Kts a carico massimo) ed il distacco dal suolo alla V_i di 135 Kts (145 Kts a carico massimo).

ATTENZIONE

È consigliabile non decollare a velocità indicate inferiori, per evitare di assumere un assetto eccessivamente cabrato.

La retrazione del carrello non comporta apprezzabili variazioni di equilibramento longitudinale; compaiono invece leggere oscillazioni latero-direzionali che si smorzano rapidamente.

Il sollevamento degli ipersostentatori e l'accelerazione longitudinale, provocano una moderata tendenza a cabrare, che è facilmente equilibrabile con l'impiego del correttore.

NOTA

È consigliabile intervenire con il TRIM solo al termine della sequenza carrello - ipersostentatori.

DECOLLO DA STRISCE SEMIPREPARATE

Il velivolo presenta caratteristiche soddisfacenti durante tutta la manovra di decollo e di salita iniziale.

La corsa a terra è caratterizzata da moderate oscillazioni longitudinali, causate dalle ondulazioni del terreno, che possono essere ridotte in ampiezza, applicando una progressiva pressione a cabrare sulla barra, solo quando l'equilibratore ha acquistato un certo grado di efficacia, cioè per $V_i > 90$ Kts.

Manovre di ampiezza eccessiva, in armonia a grandi ondulazioni del terreno, possono tuttavia provocare l'involo a velocità indicate più basse di quella consigliata. Alle basse velocità di rullaggio non è comunque consigliabile tentare di controllare tali oscillazioni con la barra, per evitare di entrare in controfase.

La manovra di distacco richiede uno sforzo a cabrare di entità maggiore rispetto a quello necessario per il decollo da pista, per vincere il maggior attrito del terreno.

Le velocità consigliate per il sollevamento del ruotino ed il distacco sono le stesse del decollo da pista.

Il comportamento del velivolo dopo il distacco è uguale a quello che si rileva dopo un decollo normale da pista.

DECOLLO ASSISTITO

In definizione.

VOLO IN ALTA QUOTA

Questo velivolo non è progettato per le alte quote. Per evitare stalli involontari le manovre non devono essere eseguite bruscamente.

ALTI NUMERI DI MACH

A circa 0,9 Mach (se il velivolo non porta carichi esterni) inizia un leggero «buffet» particolarmente sensibile sulla pedaliera. Oltre Mach 0,9 questo «buffet» aumenta gradualmente; a Mach 0,93 comincia ad apparire una leggera caduta di ala che può essere facilmente controllata dal pilota per mezzo dell'alettone e che generalmente è accompagnata anche da una leggera derapata a sinistra.

Per minimizzare l'effetto di derapata si è ricorsi all'adozione di generatori di vortici. Essi forniscono energia allo stato limite che, in prossimità delle grandi curvature della fusoliera vicino agli impennaggi tende a separarsi ed a creare delle zone di ristagno. L'eliminazione di queste zone migliora la stabilità direzionale del velivolo.

ATTERRAMENTO

La manovra di atterramento non presenta alcuna difficoltà; si raccomanda di non toccare a velocità troppo bassa per avere un maggior controllo del velivolo e di non tenerlo troppo cabrato per evitare di toccare il terreno con la coda.

ATTENZIONE

Nelle fasi di avvicinamento sono molto importanti le correzioni di velocità per il combustibile a bordo in quanto il velivolo risulta sensibile, alle basse velocità alle diversità di carico.

MANOVRE ACROBATICHE

Tutte le manovre acrobatiche possono essere effettuate entro le prescritte limitazioni di velocità. Durante l'esecuzione delle manovre i comandi risultano gradevoli e ben armonizzati.

Vedere la fig. 6-1 per la perdita di quota nella richiamata dopo una picchiata.

STALLI (fig. 6-2)

GENERALITÀ

I fenomeni caratteristici di stallo (buffet, oscillazioni laterali e direzionali, alleggerimento della barra, abbassamento dell'ala), si manifestano nei velivoli G91 R, in modo diverso ed a velocità indicate diverse a seconda della tecnica di pilotaggio usata nell'eseguire la manovra.

Le norme raccomandano di impostare l'avvicinamento allo stallo su una traiettoria in leggera discesa, allo scopo di arrivare allo stallo vero e proprio con un fattore di carico di 1 «G» e con una variazione lenta e graduale dell'angolo di incidenza.

Pertanto si raccomanda di osservare la procedura qui di seguito descritta per i velivoli nella configurazione di prova (senza carichi esterni e con circa 2000 lbs di combustibile residuo) al peso medio di 9.500 lbs.

STALLO IN CONFIGURAZIONE DI CROCIERA

Alla quota di 20.000 ft, trimmato il velivolo alla velocità di circa 200 KIAS, portare la manetta su «IDLE» ed iniziare la decelerazione per l'avvicinamento allo stallo con una lenta e progressiva manovra a cabrare della barra.

Al fine di rendere minimi gli effetti dinamici sulla portanza, la riduzione delle velocità, durante l'avvicinamento allo stallo, non dovrà essere superiore ad 1 Kt/sec.

Di conseguenza il velivolo seguirà una traiettoria in leggera discesa, con velocità verticale costante.

Alla velocità di 155÷160 KIAS si avvertiranno dei leggeri buffets e a 160 KIAS si presenteranno i primi sintomi di instabilità latero-direzionale.

Il pilota dovrà cercare di correggere gli effetti di instabilità, con piccole e graduali manovre di alettone e di timone di direzione, evitando di compiere manovre estreme di barra e di pedaliera.

Diminuendo ulteriormente la velocità, il gradiente degli sforzi e degli spostamenti longitudinali della barra tenderà a diminuire, fino ad invertirsi quando si giungerà alla velocità di circa 130 KIAS.

Lo stallo sarà indicato da una tendenza moderata del velivolo ad alzare il muso seguito, il più delle volte, da un deciso abbassamento dell'ala (quasi sempre a sinistra) e/o da un appruamento del velivolo. La velo-

cità di stallo, cioè quella a cui si manifestano i fenomeni su riportati (circa 125 KIAS) sarà influenzata, come detto prima, dalla tecnica adottata dal pilota ed in particolare dalla rapidità di riduzione della velocità durante la fase di avvicinamento allo stallo stesso e dalle variazioni del fattore di carico in più o in meno di 1 «G».

Da notare che ogni variazione della velocità di discesa, indica una variazione del fattore di carico (a titolo di esempio, ad un fattore di carico di 1,1 G la velocità di stallo aumenta di circa 7 Kts).

La rimessa dallo stallo è quella convenzionale: barra in avanti per la ripresa della velocità e controllo dell'assetto del velivolo con gli alettoni ed il timone di direzione.

È importante ricordare che se, dopo la caduta d'ala che indica lo stallo, non si porta immediatamente la barra a picchiare, il velivolo assumerà una traiettoria discendente con forte pendenza, corrispondente a incidenze di volo molto più alte di quelle di portanza massima e di stallo. Tutto ciò senza che vi sia un'apprezzabile variazione di assetto (la posizione del muso sull'orizzonte rimane pressoché costante).

L'unica indicazione che il velivolo è in queste condizioni critiche è data al pilota dal variometro che assumerà valori superiori a 2000 ft/min a scendere. In tali condizioni, ovviamente, la naturale riluttanza del velivolo ad entrare in vite, viene notevolmente ridotta ed un piccolo angolo di derapata può farlo cadere in vite.

STALLO IN CONFIGURAZIONE DI ATTER-RAGGIO (Carrello e ipersostentatori abbassati)

Per la ricerca della velocità di stallo del velivolo in configurazione di atterramento valgono le medesime modalità di esecuzione.

Tutti i sintomi di prestallo e lo stallo vero e proprio si presenteranno a velocità indicate lievemente inferiori a quelle riscontrate sul velivolo in configurazione di crociera.

I fenomeni di instabilità latero-direzionali risulteranno più accentuati, e si raggiungerà lo stallo con la barra in posizione meno a cabrare e con un assetto meno cabrato. Lo stallo avverrà ad una velocità di circa 5 Kts inferiore a quella dello stallo con velivolo pulito.

VITE

CARATTERISTICHE

La vite con il G91 R è stata sperimentata solo in galleria e non con prove di volo.

È stata sperimentata, sia in galleria che in volo, la vite del G91 T. Dalle risultanze delle suddette sperimentazioni si può rilevare quanto segue:

a) le prove in galleria hanno dimostrato che il comportamento in vite del G91 R è molto simile a quello del G91 T.

b) per il G91 T si è riscontrata la sostanziale concordanza tra i risultati delle prove in galleria con quelli delle prove in volo.

Per quanto sopra si può ritenere che, dal punto di vista qualitativo, possono essere estese all'impiego di volo del G91 R le principali acquisizioni, ricavate dalla sperimentazione del G91 T, in accordo con i risultati del G91 R in galleria, enunciate qui di seguito:

Il velivolo entra in vite se sussistono contemporaneamente diversi fattori: bassa velocità ($120 \div 150$ Kts), barra a cabrare con fattore di carico positivo (tanto maggiore è il fattore di carico, tanto più facilmente il velivolo entra in vite), piede a fondo corsa e alettone dalla parte opposta al piede.

La vite è del tipo oscillatorio, cioè con forti variazioni delle velocità di rotazione attorno ai tre assi del velivolo. La velocità di rotazione della vite, cioè il tempo impiegato per giro, è fondamentalmente influenzata dalla posizione dell'alettone. Con alettone a favore della vite, la velocità di rotazione è bassa ($6 \div 10$ sec. per giro). Il comportamento del velivolo varia di conseguenza nel primo caso (alettone pro-vite); la vite è più irregolare, con istanti in cui il rollio diventa nullo, o addirittura s'inverte di segno; nel secondo caso (alettone contro la vite), la vite risulta più regolare e molto più veloce, con oscillazioni laterali meno marcate.

Nella vite oscillatoria, caratterizzata da forti e repentine variazioni delle accelerazioni, è particolarmente sentita l'influenza delle accelerazioni laterali sulla barra di comando: la barra cioè viene spostata lateralmente con impulsi susseguentisi parecchie volte per giro, e nel senso opposto alla rotazione della vite.

Ciò significa che gli alettoni hanno la tendenza ad assumere (se non vi è il contrasto del pilota sulla barra) una posizione che favorisce la permanenza in vite del velivolo. Si deve quindi porre particolare attenzione alla posizione della barra, mantenendola per quanto possibile al centro o leggermente a favore della vite.

La perdita di quota per giro è tanto maggiore quanto più bassa è la velocità di rotazione. Questa è determinata essenzialmente dalla posizione degli alettoni: con barra pro-vite, anche di piccoli angoli, la velocità di rotazione risulta bassa ($6 \div 10$ sec. per giro) ed in queste condizioni si possono avere perdite di quota fino a 5000 ft per giro. Con barra contro la vite, la rotazione è molto veloce ($4 \div 5$ sec. per giro) con perdite di quota di circa $2500 \div 3000$ ft per giro.

PROCEDURA DI RIMESSA CONSIGLIATA

Si raccomanda di retrainare immediatamente carrello, ipersostentatori, freni aerodinamici portando contemporaneamente la manetta al minimo per evitare lo stallo e/o il flame-out.

Se all'ingresso in vite il trim longitudinale era tutto (o quasi) a cabrare, si raccomanda di riportarlo in posizione centrale (circa 1-2 tacche sotto l'indice rosso dell'indicatore di posizione dello stabilizzatore) per facilitare e rendere più pronta la rimessa.

Il timone di direzione va portato a fondo corsa contro la vite.

L'equilibratore deve essere portato gradualmente in posizione neutra o, se necessario, leggermente a picchiare (non effettuare ampie o brusche manovre perchè ciò potrebbe dar luogo ad una vite rovescia).

Gli alettoni debbono essere tenuti fermamente in posizione neutra o leggermente a favore della vite. Se la rotazione non dovesse cessare dopo $1/4 \div 3/4$ di giro circa ricontrollare la posizione degli alettoni e spostarli in favore della vite. Portare la barra al centro non appena cessa la rotazione, altrimenti il velivolo può entrare in vite dalla parte opposta.

La sperimentazione in galleria del velivolo con carichi esterni ha rivelato che la vite tende a stabilizzarsi ad incidenze più elevate. Pertanto, in caso di vite non intenzionale in tale configurazione, sganciare subito i carichi esterni ed usare quindi la normale procedura di rimessa.

L'impiego del paracadute freno per l'uscita dalla vite non è necessario nè consigliabile.

PERDITA DI QUOTA PER LA RIMESSA DOPO L'ARRESTO DELLA ROTAZIONE

La quota media necessaria per la rimessa dall'arresto della rotazione al completamento della manovra di richiamata, è di circa 6000 piedi.

Nota

Questo valore è stato sperimentato per il G91 T. Per il G91 R dovrebbe essere leggermente inferiore dato il minor carico alare medio.

AVVERTENZA

In caso di mancata rimessa dalla vite, eiettarsi ad una quota minima di 10.000 piedi sul terreno.

PERDITA DI QUOTA NELLA RICHIAMATA DOPO UNA PICCHIATA

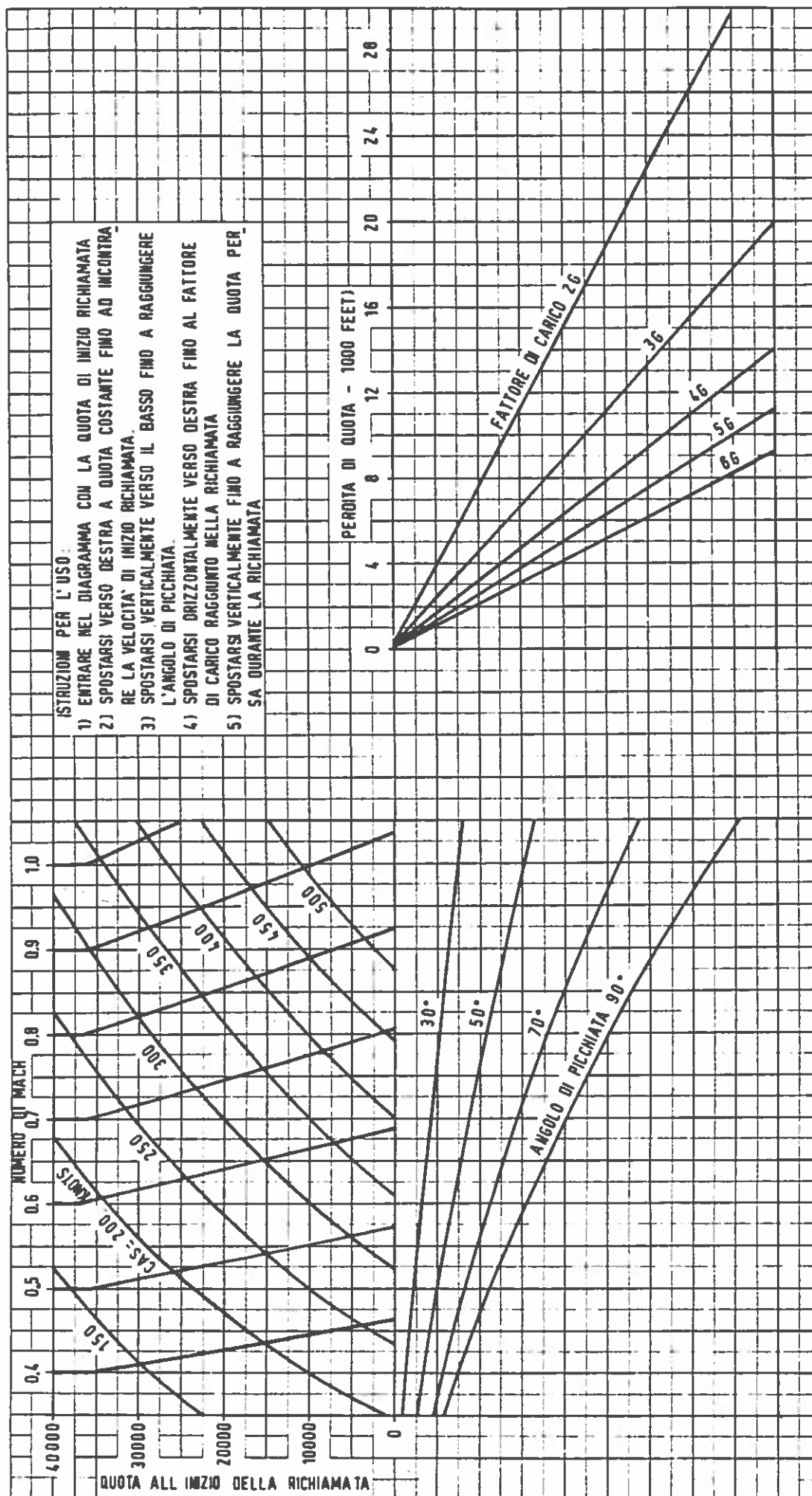
TURBOREATTORE

B Or 803 02

VELIVOLO:

FIAT G91 Serie

TUTTE LE CONFIGURAZIONI



Data: 5 GIUGNO 1962

Basato su valori STIMATI

AER. 1F-691R-1

FIG. 6-1

VELOCITA' DI STALLO CON MOTORE AL MINIMO

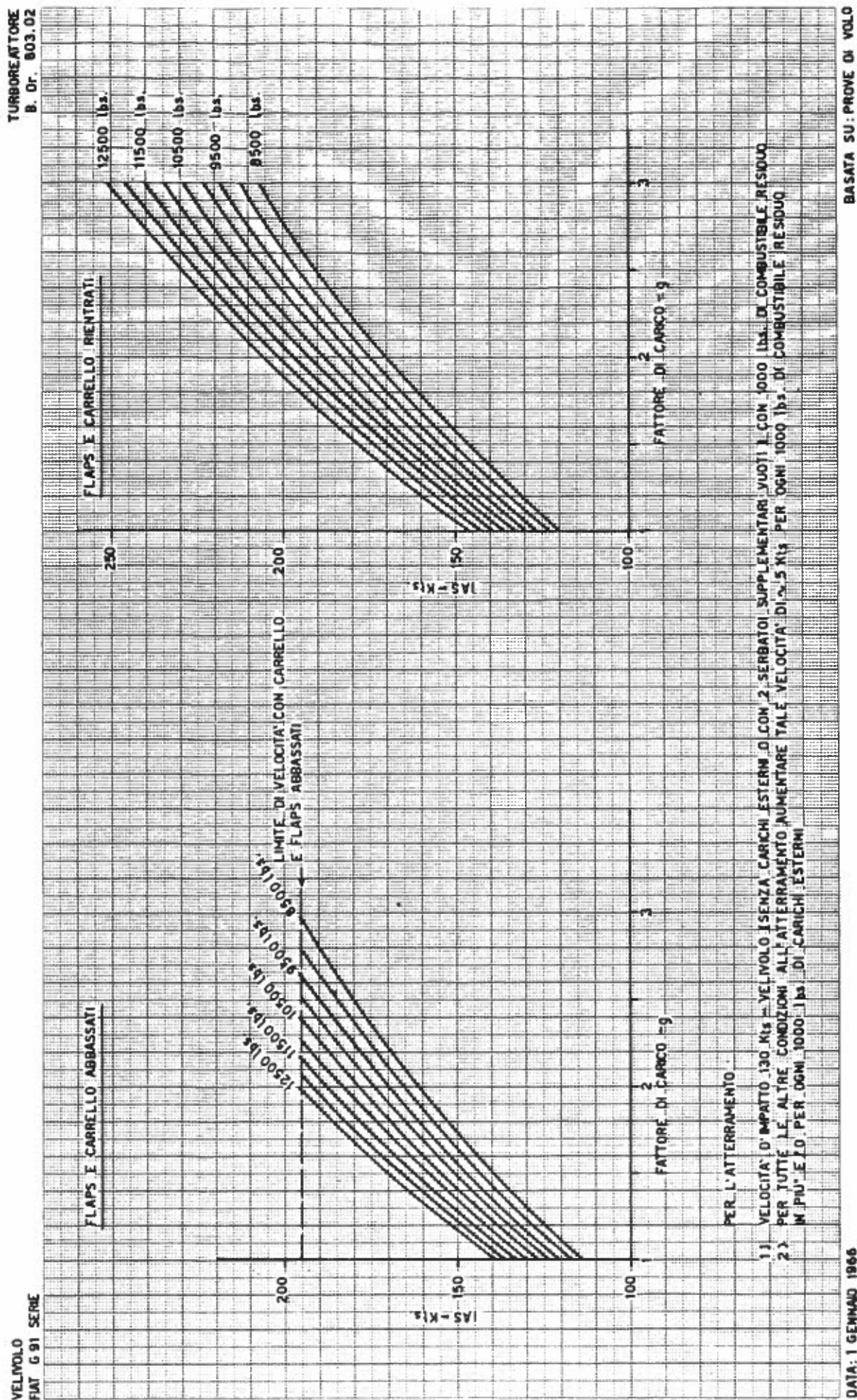


FIG. 6-2

1. The first part of the paper is devoted to the study of the properties of the function $f(x)$ defined by the equation

$$f(x) = \int_0^x \frac{1}{1+t^2} dt$$

for $x \in \mathbb{R}$. It is shown that $f(x)$ is an odd function and that it satisfies the inequality

$$|f(x)| \leq \frac{\pi}{2} \quad \text{for all } x \in \mathbb{R}.$$

2. In the second part, we consider the function $g(x)$ defined by the equation

$$g(x) = \int_0^x \frac{t}{1+t^2} dt$$

for $x \in \mathbb{R}$. It is shown that $g(x)$ is an even function and that it satisfies the inequality

$$|g(x)| \leq \frac{\pi}{4} \quad \text{for all } x \in \mathbb{R}.$$

3. Finally, we study the function $h(x)$ defined by the equation

$$h(x) = \int_0^x \frac{t^2}{1+t^2} dt$$

for $x \in \mathbb{R}$. It is shown that $h(x)$ is an odd function and that it satisfies the inequality

$$|h(x)| \leq \frac{\pi}{4} \quad \text{for all } x \in \mathbb{R}.$$

Ques

11

12

13