

MINISTERO DELLA DIFESA
COSTARMAEREO
ROMA

AER.1F-104S/ASAM-2-1

MANUALE TECNICO

INFORMAZIONI GENERALI

VELIVOLO F104S/ASAM

ALENIA (A0019)

MANUALE TECNICO

INFORMAZIONI GENERALI

VELIVOLO F104S/ASAM

ALENIA (A0019)

1 DICEMBRE 1996

ELENCO DELLE PAGINE VALIDE

Le date di emissione delle pagine originali ed emendate sono:

Originale 0 1 Dicembre 1996

Questa pubblicazione è complessivamente composta di 156 pagine come sottospecificato:

Pagina N.	Revisione (*)	Pagina N.	Revisione (*)	Pagina N.	Revisione (*)
Frontespizio	0	da 6-1 a 6-30	0		
A	0	da 7-1 a 7-5	0		
da i a vii	0	7-6	bianca		
viii	bianca	da 8-1 a 8-6	0		
da 1-1 a 1-44	0	da 9-1 a 9-10	0		
da 2-1 a 2-3	0	da 10-1 a 10-5	0		
2-4	bianca	10-6	bianca		
da 3-1 a 3-11	0	da 11-1 a 11-4	0		
3-12	bianca	da 12-1 a 12-10	0		
da 4-1 a 4-5	0	Indice da 1 a 3	0		
4-6	bianca	Indice 4	bianca		
da 5-1 a 5-4	0				

(*) Lo zero in questa colonna identifica le pagine originali.

NOTA

La parte di testo interessata dalle variazioni è indicata da una barra verticale posta sul margine esterno della pagina. Le variazioni nelle figure vengono segnalate mediante un riferimento costituito da una mano indicatrice, mentre le variazioni negli schemi elettrici sono indicate da zone retinate.

AVVERTENZA

- Questa pubblicazione è valida solamente se è composta dalle pagine sopraelencate, debitamente aggiornate.
- Tutte le pagine che siano state superate da altre aggiornate devono essere tolte dal fascicolo e distrutte.
- Copie della seguente pubblicazione possono essere ottenute dagli:
 - Enti di F.A. secondo la NORMA ILA-NL-9004-0001-00B00
 - Enti dipendenti da Costarmaereo secondo la NORMA AER.00-00-8
- Eventuali errori riscontrati in questa pubblicazione dovranno essere segnalati come specificato dalla NORMA AER.00-00-4.

INFORMAZIONI GENERALI

INDICE GENERALE

Sezione		Pagina
	Indice delle figure	ii
	Indice delle tabelle	iv
	INTRODUZIONE	v
I	INFORMAZIONI GENERALI SUL VELIVOLO	1-1
II	OPERAZIONI A TERRA, MANUTENZIONE E LUBRIFICAZIONE	2-1
III	IMPIANTI VARI	3-1
IV	IMPIANTO IDRAULICO	4-1
V	IMPIANTO PNEUMATICO	5-1
VI	GRUPPO MOTOPROPULSORE	6-1
VII	IMPIANTO COMBUSTIBILE	7-1
VIII	CARRELLO DI ATTERRAMENTO	8-1
IX	COMANDI DI VOLO	9-1
X	STRUMENTI	10-1
XI	IMPIANTO ALIMENTAZIONE ELETTRICA ED ILLUMINAZIONE	11-1
XII	SISTEMI ELETTRONICI INTEGRATI	12-1
	Indice alfabetico	Indice 1

INDICE DELLE FIGURE

Fig.	Pag.	Fig.	Pag.
1-1 Velivolo F104S/ASAM	1-2	6-7 Condotto di scarico	6-9
1-2 Disposizione interna generale velivolo ...	1-3	6-8 Gruppo comando accessori	6-10
1-3 Dimensioni velivolo	1-4	6-9 Schema fluidodinamico del turbogetto ...	6-11
1-4 Sportelli di accesso	1-6	6-10 Regime del turbogetto in funzione della temperatura ingresso compressore ...	6-12
1-5 Funzionamento del tettuccio	1-10	6-11 Componenti dell'impianto prese aria ...	6-13
1-6 Disposizione generale dell'abitacolo	1-14	6-12 Impianto sportelli aria ausiliaria	6-14
1-7 Collegamento a massa del velivolo	1-15	6-13 Impianto di avviamento e accensione tur- bogetto	6-16
1-8 Zone di pericolo durante il funzionamento del turbogetto	1-16	6-14 Gruppo manetta di comando turbogetto .	6-18
1-9 Schema delle zone sulle quali non è per- messo salire	1-17	6-15 Schema del circuito combustibile princi- pale	6-19
1-10 Spine e bloccaggi di sicurezza	1-18	6-16 Schema dell'impianto di accensione	6-20
1-11 Protezioni dei rostri aggancio barriera ..	1-26	6-17 Schema del circuito combustibile postbru- ciatore	6-21
1-12 Collegamento alimentazione elettrica esterna	1-28	6-18 Schema dell'impianto di comando ugello a sezione variabile	6-23
1-13 Adattatori per raffreddamento a terra ...	1-31	6-19 Schema del circuito di emergenza chiu- sura ugello	6-24
1-14 Chiave torsionometrica e prolunga	1-35	6-20 Schema circuito comando palette ad inci- denza variabile	6-26
1-15 Frenatura dei bulloni	1-35	6-21 Schema del funzionamento del circuito comando palette ad incidenza variabile	6-26
1-16 Frenatura dei tenditori	1-37	6-22 Schema dell'impianto di lubrificazione e di ricupero	6-27
1-17 Identificazione delle tubazioni	1-38	6-23 Schema dell'impianto antighiaccio	6-29
1-18 Simboli elettrici	1-41	6-24 Sistema di collegamento organi di regola- zione	6-29
2-1 Punti di rifornimento combustibile	2-2	7-1 Impianto combustibile	7-2
3-1 Complessivo tettuccio	3-2	7-2 Schema impianto combustibile	7-3
3-2 Seggiolino eiettabile Martin-Baker MK IQ7A	3-4	8-1 Carrello di atterramento anteriore e prin- cipale	8-2
3-3 Schema impianto ossigeno	3-6	8-2 Funzionamento carrello principale	8-3
3-4 Impianto paracadute freno	3-8	8-3 Funzionamento carrello anteriore	8-5
3-5 Impianto gancio d'arresto	3-9	9-1 Impianti idraulici comandi di volo princi- pali	9-2
3-6 Impianto apertura sportello turbina ad aria dinamica	3-10	9-2 Schema impianto idraulico comandi di volo principali	9-4
4-1 Schema semplificato impianto idraulico .	4-2	9-3 Comandi ed indicazioni in abitacolo impianti correttori	9-5
4-2 Schema a blocchi impianto idraulico ...	4-3	9-4 Componenti impianto ipersostentatori ..	9-7
4-3 Schema generale di principio impianto idraulico	4-4	9-5 Impianto freni aerodinamici	9-8
5-1 Schema a blocchi impianto aria in pres- sione	5-2	9-6 Impianto controllo strato limite	9-9
5-2 Schema impianto pressurizzazione e con- dizionamento	5-3	10-1 Cruscotto	10-2
6-1 Turbogetto J79-19MK103	6-2	10-2 Pannello laterale sinistro	10-4
6-2 Schema orientativo del turbogetto	6-3	10-3 Pannello laterale destro	10-5
6-3 Gruppo compressore	6-4	11-1 Impianto elettrico integrato	11-2
6-4 Gruppo di combustione	6-6		
6-5 Gruppo turbina	6-7		
6-6 Complessivo involucro anteriore condotto di scarico e postbruciatore	6-8		

Fig.		Pag.	Fig.		Pag.
11-2	Dislocazione apparecchiature impianto luci esterne	11-3	12-2	Schema a blocchi del sistema elettronico integrato	12-3
12-1	Dislocazione componenti dei sistemi di radiocomunicazione, navigazione e riconoscimento	12-2	12-2	Dislocazione antenne sul velivolo	12-6

INDICE DELLE TABELLE

Tab.	Pag.	Tab.	Pag.		
1-1	Interruttori automatici per il collegamento di energia alle varie barre	1-27	1-3	Valori della coppia di serraggio per bulloni standard	1-33
1-2	Attrezzatura di supporto a terra per l'alimentazione elettrica esterna, per l'impianto idraulico e l'aria di raffreddamento	1-30	1-4	Scala e tolleranza delle chiavi torsionometriche	1-34
			1-5	Fattori di conversione per misure anglosassoni e metriche	1-39

INTRODUZIONE

GENERALITÀ

Questo manuale fa parte della serie dei manuali relativi alla manutenzione che forniscono le informazioni necessarie per la manutenzione del velivolo (a livello Reparto d'impiego). Le informazioni generali, riguardanti argomenti come descrizione del velivolo, disposizione dell'abitacolo, funzionamento del tettuccio, mezzi di accesso, precauzioni e funzionamento al suolo, valori delle coppie di serraggio, frenature di sicurezza, identificazione delle tubazioni, simboli elettrici, ecc., sono riportate nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-1. Ciascun manuale fornisce i dati tecnici e le informazioni atte a garantire la manutenzione dell'impianto cui si riferisce. Su ciascun manuale, le informazioni di carattere tecnico e descrittivo sono presentate sostanzialmente secondo una medesima impostazione. Generalmente, ogni sezione di ciascun manuale viene divisa in quattro parti: descrizione, prove funzionali, eliminazione difetti e manutenzione. Per facilitare la consultazione, nelle prime pagine di ciascun manuale è inserito un indice generale, un indice delle figure, un indice delle tabelle e, al fondo, un indice alfabetico. Ulteriori informazioni relative al velivolo sono fornite nelle seguenti pubblicazioni:

AER.1F-104S/ASAM-01	Lista delle pubblicazioni applicabili.
AER.1F-104S/ASAM-1	Manuale di pilotaggio.
AER.1F-104S/ASAM-3	Manuale delle riparazioni strutturali.
AER.1F-104S/ASAM-4	Catalogo nomenclatore illustrato.
AER.1F-104S/ASAM-5	Dati di peso e centramento.
AER.1F-104S/ASAM-6	Prontuario delle ispezioni.

MODIFICHE INCORPORATE NEL MANUALE

Le modifiche che interessano il contenuto del presente manuale sono riportate nella tabella « ELENCO DELLE PTA INCORPORATE ». Nel suddetto elenco, la lettera che segue il numero del documento in riferimento indica il supplemento all'edizione base del documento stesso cui il manuale è aggiornato. Nel manuale, tuttavia, sarà fatto riferimento al solo documento di base, a meno che la citazione del supplemento non sia determinante per definire la configurazione.

N O T A

Ove non espressamente specificato le informazioni ed i riferimenti contenute in questa pubblicazione relativi al missile AIM-9L ed all'impianto velivolo ad esso riconducibile sono da ritenersi applicabili anche ai missili AIM-9L/I e AIM-9L/I-1.
Vedi AER.1F-104S/ASAM-2-1-01SO del 15.02.98

ELENCO DELLE PTA INCORPORATE

Questo elenco contiene solamente quelle Prescrizioni Tecniche Applicative (PTA) che interessano il contenuto di questo manuale. All'avvenuta introduzione di una modifica in tutti gli aeroplani interessati, la corrispondente PTA rimarrà nell'elenco, ma le informazioni relative alla configurazione premodifica saranno tolte dal manuale.

Documento Ditta			Documento AM		Titolo
Prescrizione tecnica Ditta (PTD)			Prescrizione tecnica applicativa (PTA)		
N.	Data	Classe	N.	Data	

SEZIONE I

INFORMAZIONI GENERALI SUL VELIVOLO

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	1-1
Descrizione del velivolo	1-1
Dimensioni	1-5
Accessibilità	1-5
Funzionamento del tettuccio	1-9
Disposizione dei comandi nell'abitacolo ...	1-13
Collegamento a massa del velivolo	1-13
Precauzioni a terra	1-13
Funzionamento a terra	1-27
Valori di coppia di serraggio	1-32
Frenature	1-34
Registrazione dei cavi e frenatura tenditori	1-36
Identificazione delle tubazioni	1-36
Collegamenti a massa	1-36
Simboli elettrici	1-39
Fattori di conversione fra misure anglosas- soni e metriche	1-39

DESCRIZIONE

1-1. DESCRIZIONE DEL VELIVOLO

1-2. Il velivolo F104S/ASAM è un velivolo monoposto, potenziato da un turbogetto J79-GE-19 a flusso assiale, dotato di postbruciatore. Le dimensioni e la configurazione del velivolo sono illustrate nelle figg. 1-1, 1-2, e 1-3.

1-3. La fusoliera, considerandola da prua verso poppa, contiene: il radar dell'impianto armamento nella sezione di prua, l'abitacolo, con il seggiolino eiettabile, il comparto elettronico, i serbatoi del combustibile ed il turbogetto. Ai lati della fusoliera vi sono due prese d'aria con relativi condotti di alimentazione del turbogetto, ciascuno dei quali reca uno sportello per l'ingresso di aria ausiliaria. Ai lati della fusoliera, dietro alle semiali, sono poste due alette stabilizzatrici ed inferiormente una pinna ventrale. L'ala comprende gli alettoni e gli ipersostentatori del bordo di entrata e del bordo di uscita. Gli ipersostentatori del bordo di uscita sono muniti di un impianto per il controllo dello strato limite. Gli impennaggi comprendono la deriva e il timone di direzione di tipo convenzionale e uno stabilizzatore interamente mobile installato sulla sommità della deriva stessa. Non vi è l'equilibratore.

1-4. Gli alettoni, lo stabilizzatore ed il timone di direzione sono azionati idraulicamente attraverso

servocomandi irreversibili. Sugli assi di rollio, beccheggio ed imbardata agiscono un impianto di controllo automatico della stabilità ed uno di correzione di assetto a comando manuale. Sia il controllo della stabilità che la correzione di assetto vengono effettuati attraverso i servocomandi alettoni, stabilizzatore e timone di direzione. Non sono previste alette correttive di assetto. Sul velivolo sono anche installati un impianto di controllo automatico di beccheggio (APC), che previene particolari pericolose condizioni di assetto del velivolo, e un impianto autopilota che assiste il pilota durante il volo governando il velivolo in vari modi di funzionamento.

1-5. Sul velivolo sono impiegati due impianti idraulici che funzionano alla pressione d'esercizio di 3000 psi. Gli impianti sono completamente separati e ciascuno è alimentato da una pompa a volume variabile, trascinata dal turbogetto. La pressione idraulica di emergenza è ottenuta mediante una pompa volumetrica fissa, azionata da una turbina ad aria dinamica.

1-6. Il carrello di atterraggio è del tipo triciclo azionato idraulicamente, e si retrae in avanti nell'interno della fusoliera. In caso di emergenza, il carrello di atterraggio può essere abbassato manualmente. L'azione dinamica dell'aria e la forza di gravità completano la sua estensione.

1-7. Sono installati freni aerodinamici azionati idraulicamente ed un sistema di sterzo del carrello anteriore, anch'esso azionato idraulicamente.

1-8. Il velivolo è attrezzato con dei freni potenziati dotati di un sistema antislittamento e di emergenza.

1-9. L'alimentazione a c.a. è fornita da due generatori da 20 KVA trascinati dal turbogetto. Normalmente, i due impianti funzionano indipendentemente. Un impianto automatico di trasferimento barre permette, in caso di mancato funzionamento dell'uno o dell'altro generatore, di collegare in parallelo entrambi i sistemi di barre al generatore efficiente.

1-10. L'alimentazione a c.a. a frequenza fissa, per le utenze generali e per il sistema ASAS, è fornita da un generatore da 5 KVA sistemato nel vano turbogetto. Il generatore è azionato da un motorino idraulico a velocità costante alimentato dall'impianto idraulico N. 2.

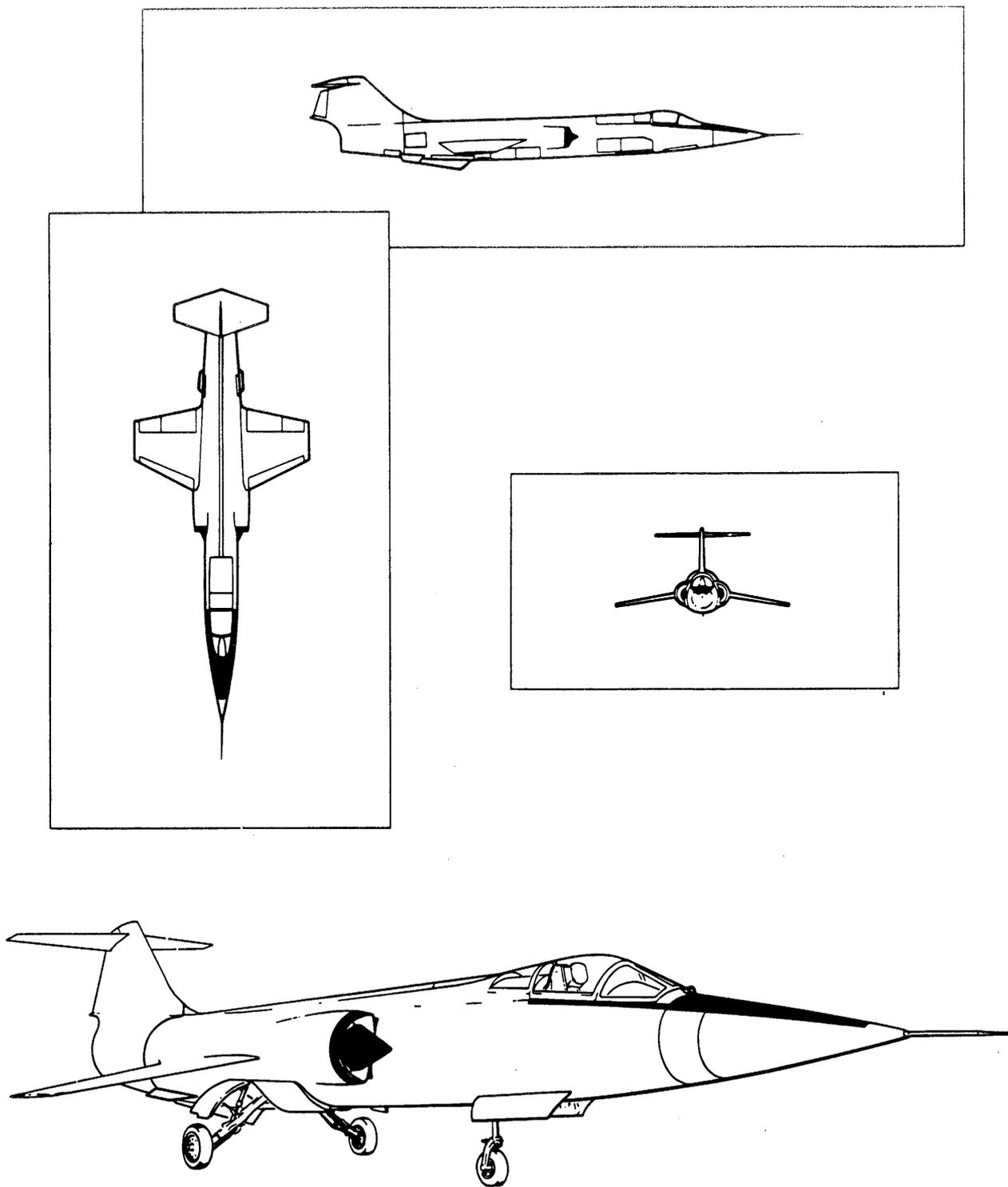


Fig. 1-1. Velivolo F104S/ASAM.

MANUALI DI MANUTENZIONE DEL VELIVOLO F104S/ASAM

AER.1F-104S/ASAM-2-1	Informazioni generali.	AER.1F-104S/ASAM-2-10	Impianto alimentazione elettrica e illuminazione.
AER.1F-104S/ASAM-2-2	Impiego a terra, rifornimenti, cellula e impianti vari.	AER.1F-104S/ASAM-2-11	Radiocomunicazione, navigazione e riconoscimento.
AER.1F-104S/ASAM-2-3	Impianto idraulico.	AER.1F-104S/ASAM-2-12	Armamento ed impianti elettronici di armamento.
AER.1F-104S/ASAM-2-4	Impianto pneumatico.	AER.1F-104S/ASAM-2-12A	Armamento ed impianti elettronici di armamento (riservatissimo).
AER.1F-104S/ASAM-2-5	Gruppo motopropulsore.	AER.1F-104S/ASAM-2-13	Dati sui collegamenti elettrici.
AER.1F-104S/ASAM-2-6	Impianto combustibile.		
AER.1F-104S/ASAM-2-7	Carrello di atterramento.		
AER.1F-104S/ASAM-2-8	Comandi di volo.		
AER.1F-104S/ASAM-2-9	Strumenti.		

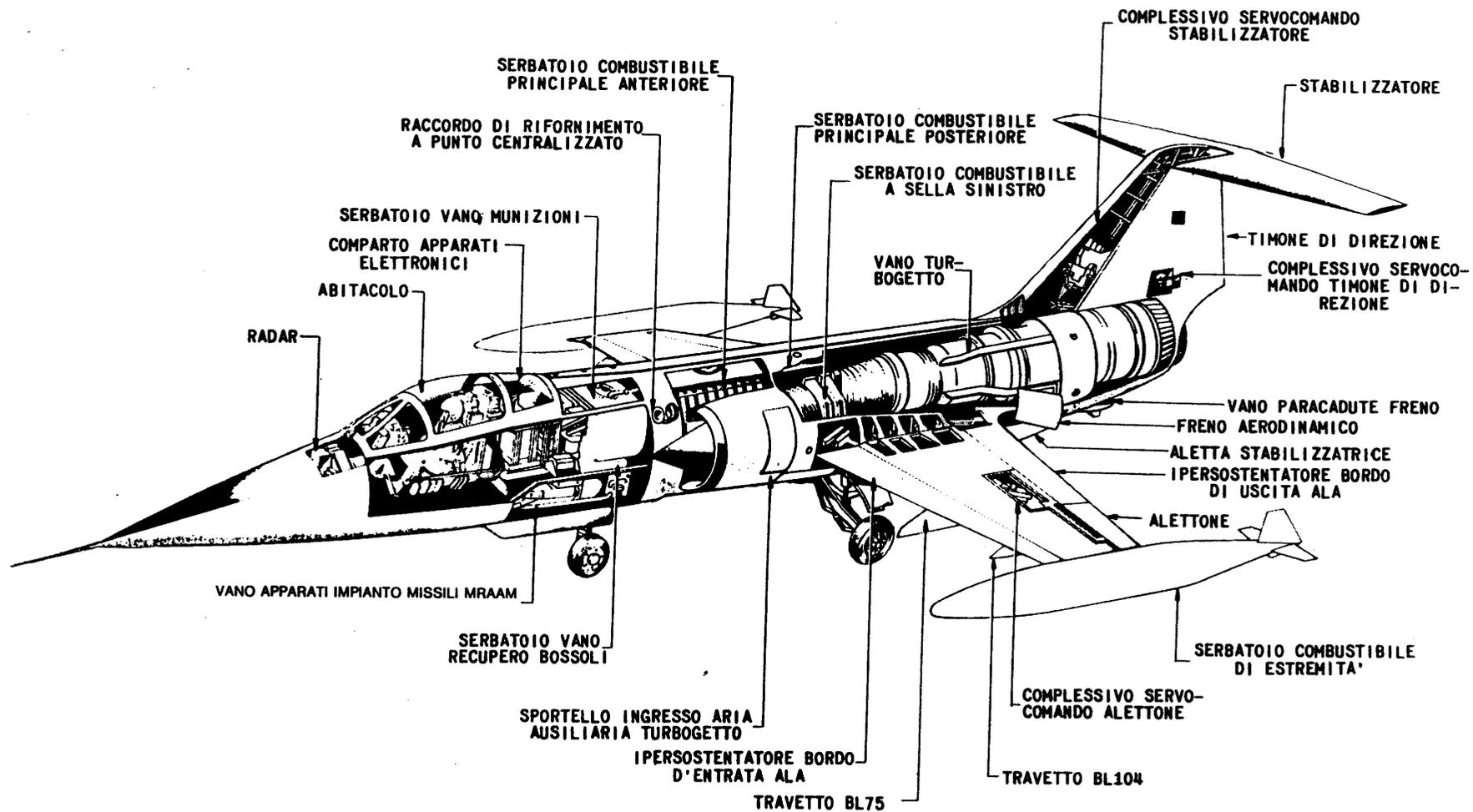


Fig. 1-2. Disposizione interna generale del velivolo.

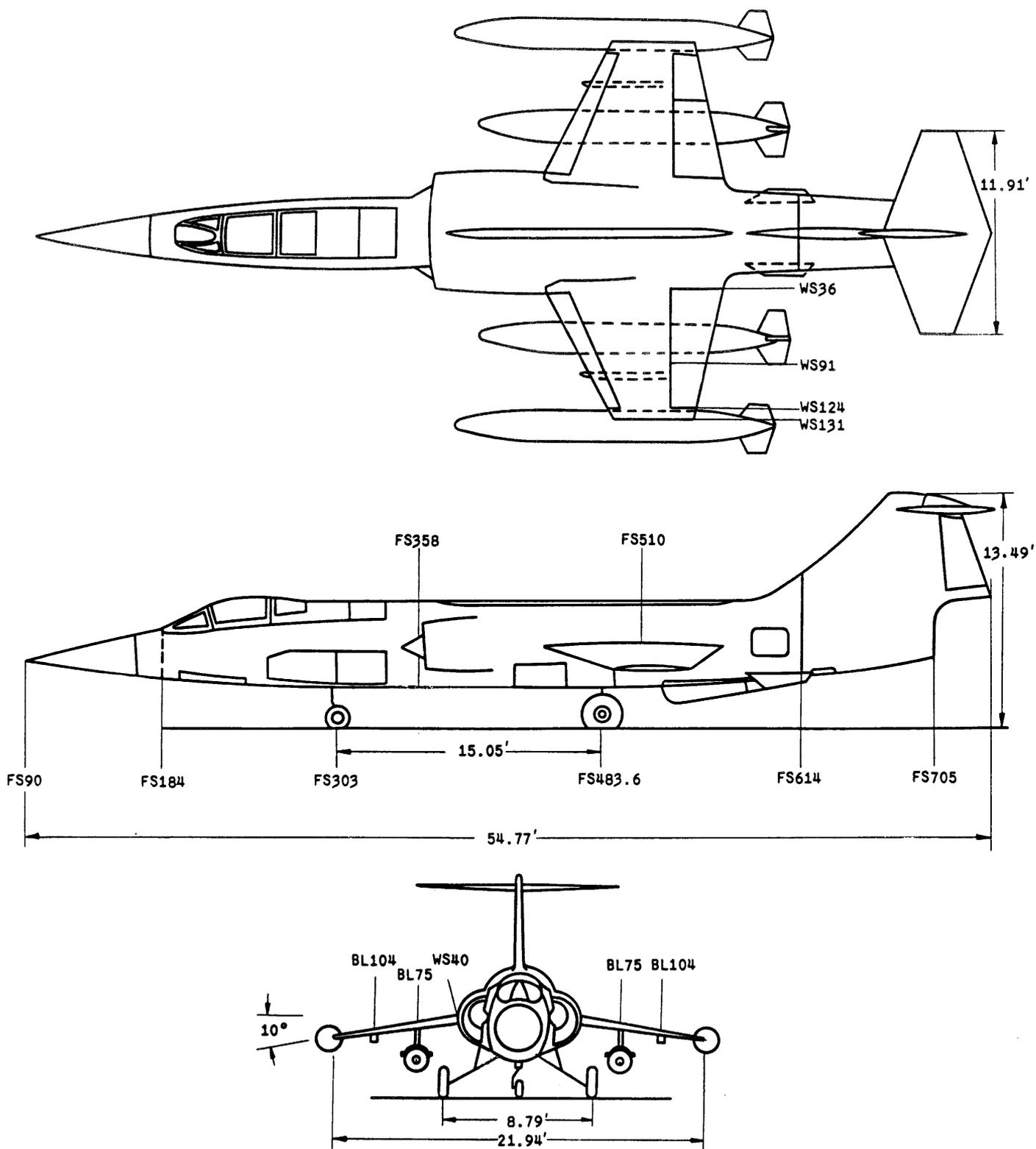


Fig. 1-3. Dimensioni del velivolo.

1-11. L'alimentazione a c.a. di emergenza è fornita da un generatore da 4,5 KVA, azionato da una turbina ad aria dinamica.

1-12. Gli impianti che richiedono corrente continua sono normalmente alimentati da un trasformatore raddrizzatore principale. Per le condizioni di emergenza è impiegato un trasformatore raddrizzatore di emergenza.

1-13. L'abitacolo ed il comparto elettronico sono pressurizzati e raffreddati con aria condizionata. L'aria in pressione è prelevata dal compressore del turbogetto ed è impiegata per i seguenti scopi: antiappannamento del parabrezza, gonfiaggio guarnizione tenuta tettuccio, rimozione pioggia dal trasparente anteriore sinistro del parabrezza, controllo strato limite ipersostentatori bordo uscita alare, pressurizzazione abitacolo, pressurizzazione comparto elettronico, pressurizzazione serbatoi combustibile interni e travaso combustibile dai serbatoi esterni.

1-14. I sistemi di radiocomunicazione, navigazione e riconoscimento comprendono i seguenti impianti:

- Impianto di radiocomunicazione UHF AN/ARC-150(V)2/HQ
- Impianto interfonico (componente del sistema UHF)
- Impianto di radiocomunicazione UHF d'emergenza SIT 301-F
- Impianto IFF AN/UPX-709.
- Impianto TACAN SRT2004.
- Impianto bussola giromagnetica C-2G.
- Impianti HSI e AI.
- Impianto navigatore inerziale LN39-A2.
- Impianto calcolatore dati aerometrici (ADC).
- Impianto calcolatore per altimetro codificato.
- Impianto GPS SP-1709.

1-15. L'armamento del velivolo comprende la possibilità di lancio missili AIM-9L, ASPIDE e AIM-7E. Per il puntamento sono impiegati un radar di ricerca ed inseguimento ed un collimatore ottico che funzionano in congiunzione con il calcolatore di armamento (AC) e con il sistema di controllo missili MRAAM.

1-16. DIMENSIONI

1-17. GENERALITÀ (vedere fig. 1-3).

Apertura alare (senza serbatoi di estremità)	21,94 ft
Lunghezza (tubo di Pitot escluso) ...	54,77 ft
Altezza	13,49 ft
Peso al decollo (teorico) {	configurazione base 21650 lbs
	con missili AIM-9L e AIM-7E 23388 lbs

1-18. ALI.

Tipo	ala media	
Profilo alare	tipo biconvesso (3.36%)	
Corda {	alla radice	155,82 inch
	alla estremità	58,73 inch
	media aerodinamica	114,60 inch
Angolo di calettamento	0°	
Diedro	-10°	
Angolo di stallo	18,10°	
Allungamento	2,45	

1-19. STABILIZZATORE (mobile).

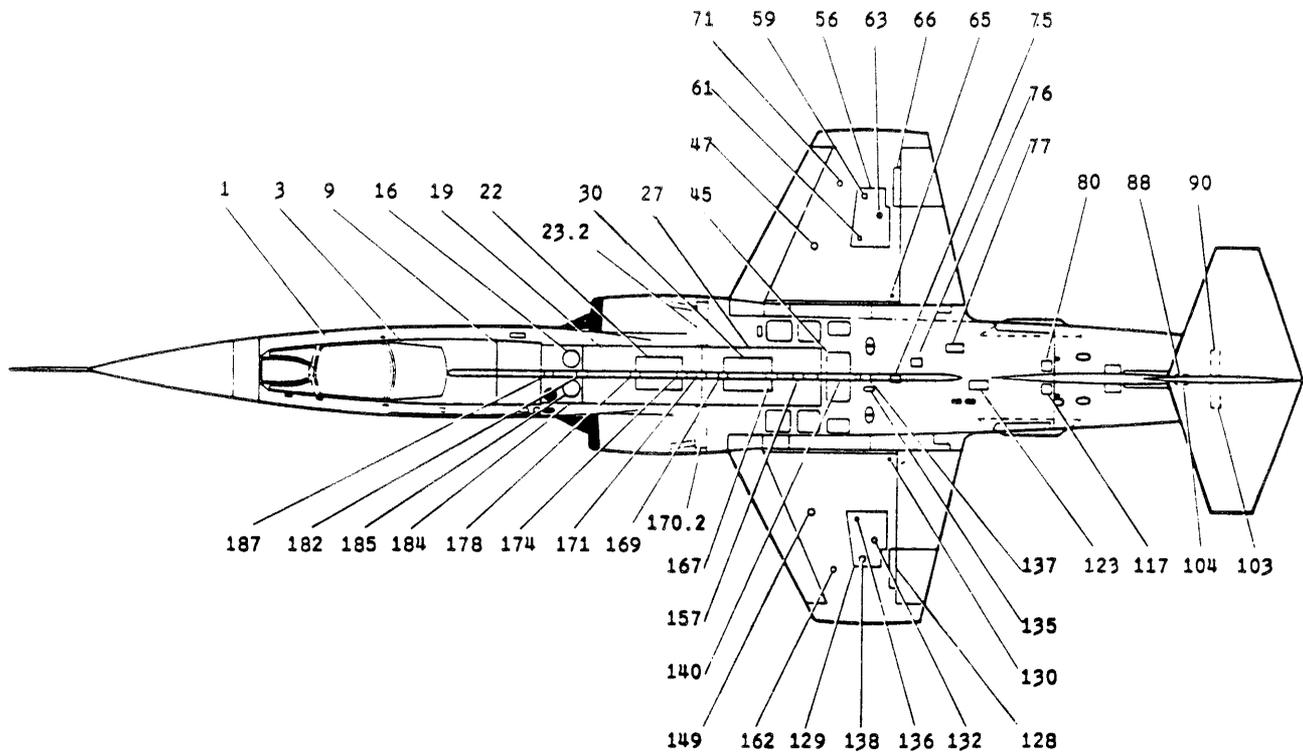
Apertura	11,92 ft	
Corda {	media aerodinamica	52,97 inch
	alla radice	74,00 inch
	alla estremità	23,00 inch
Diedro	0°	

1-20. SUPERFICI TOTALI.

Ala	196,10 sq ft
Alettone	9,20 sq ft
Ipersostentatori (bordo di uscita) ...	22,70 sq ft
Ipersostentatori (bordo di entrata) ..	16,20 sq ft
Stabilizzatore	48,20 sq ft
Deriva	37,70 sq ft
Timone di direzione	5,50 sq ft
Pinna ventrale	5,90 sq ft
Freno aerodinamico (area totale) ...	8,25 sq ft
Alette stabilizzatrici (per ciascuna aletta circa)	3,70 sq ft

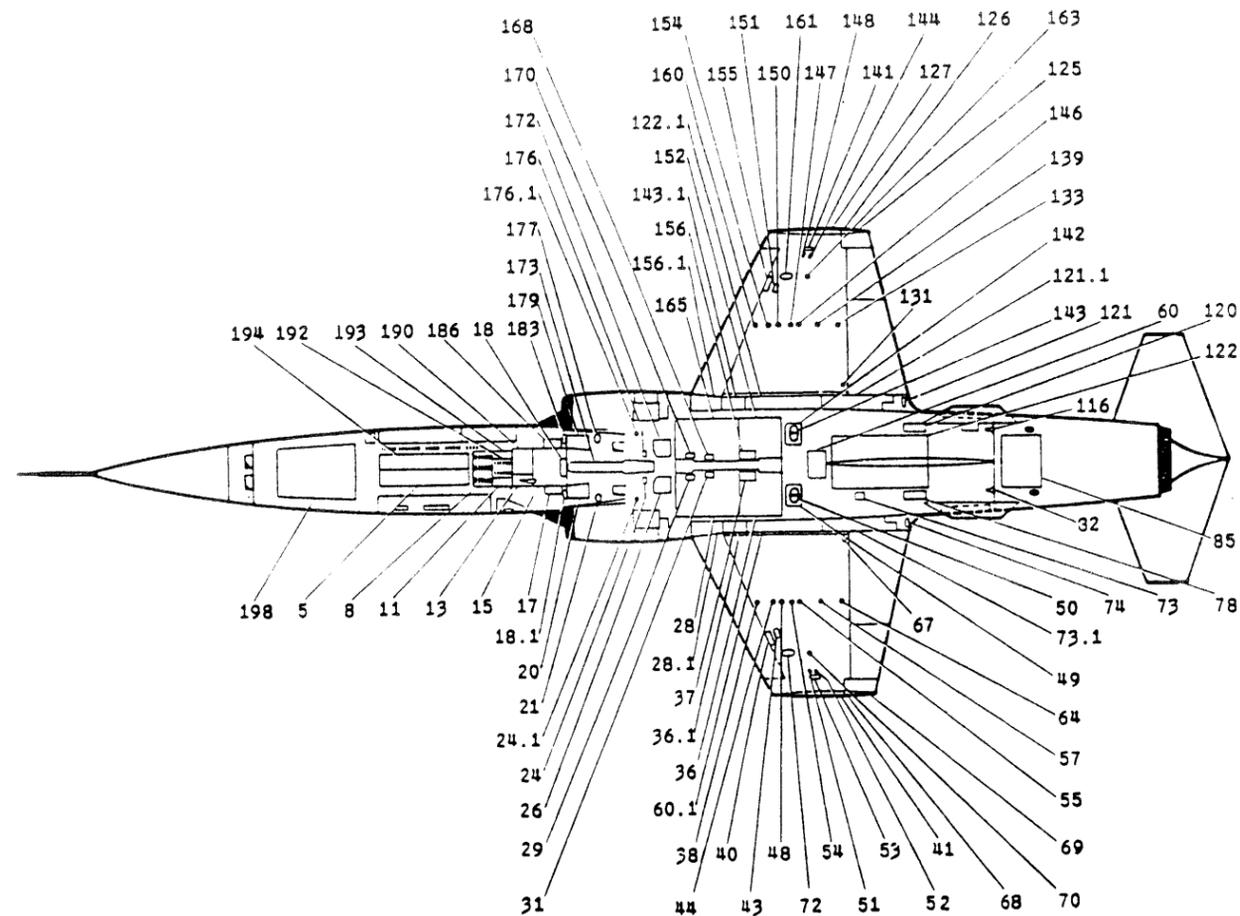
1-21. ACCESSIBILITÀ

1-22. ACCESSO AI COMPONENTI. La figura 1-4 presenta tutti gli sportelli e pannelli di accesso ed assegna a ciascuno un numero specifico. Nei vari manuali, i riferimenti ai vari sportelli e pannelli per le istruzioni relative alla manutenzione sono effettuati mediante il numero suddetto. Alcune aperture servono per l'accesso a più di un componente. Il nominativo riportato nella legenda della figura fa riferimento ad uno solo di questi, quindi come riferimento per identificare i pannelli è meglio usare il numero che lo contraddistingue, piuttosto che il nominativo del particolare a cui dà accesso. Gli sportelli e pannelli di accesso non devono essere lasciati aperti, salvo che per necessità, poichè se gli sportelli ed i pannelli sono aperti la polvere e il materiale estraneo possono entrare nei vari comparti.



- | | | | |
|------|---|-------|---|
| 1 | TETTUCCIO | 104 | BLOCCHETTI DI GOMMA |
| 3 | COMPARTO APPARATI ELETTRONICI | 117 | SCOLLEGAMENTO COMANDI DI VOLO ED INSTALLAZIONE SPINA DI REGISTRAZIONE |
| 9 | SERBATOIO COMBUSTIBILE VANO MUNIZIONI | 123 | SPORTELLO RAFFREDDAMENTO AL SUOLO TURBOGETTO E ACCESSO CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 16 | SERBATOIO AUSILIARIO COMBUSTIBILE | 128 | ARTICOLAZIONE ALETTONE |
| 19 | SERBAT.PRINCIPALE ANTERIORE COMBUST. | 129 | SERVOCOMANDO ALETTONI |
| 22 | SERBATOIO PRINCIPALE ANTERIORE COMBUSTIBILE (Passo d'uomo) | 130 | PUNTO DI SOLLEVAMENTO |
| 23.2 | REGOLAZ. CHIAVISTELLO SPORTELLO INGRESSO ARIA AUSILIARIA TURBOGETTO ED AZIONAT. DI BLOCCO | 132 | SPURGO SERVOCOMANDO ALETTONI |
| 27 | SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE COMBUST. | 135 | REGOLAT.DOPPIO DI PRESS.SERBAT. INTERNI COMBUST. |
| 30 | SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE COMBUST. | 136 | SPURGO COLLETORE SERVOVALVOLA ALETTONE |
| 45 | COMANDI E TUBAZIONI | 137 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 47 | ATTACCO TRAVETTO SUBALARE B.L.75 | 138 | ISPEZIONE SERVOCOMANDO ALETTONE |
| 56 | SERVOCOMANDO ALETTONI | 140 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 59 | ISPEZIONE SERVOCOMANDO ALETTONI | 149 | ATTACCO TRAVETTO SUBALARE B.L.75 |
| 61 | SPURGO COLLETORE SERVOVALVOLA ALETTONI | 157 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 63 | SPURGO SERVOCOMANDO ALETTONE | 162 | ATTACCO TRAVETTO SUBALARE B.L.104 |
| 65 | PUNTO DI SOLLEVAMENTO | 167 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 66 | ARTICOLAZIONE ALETTONE | 169 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 71 | ATTACCO TRAVETTO SUBALARE B.L.104 | 170.2 | REGOLAZ. CHIAVISTELLO SPORTELLO INGRESSO ARIA AUSILIARIA TURBOGETTO ED AZIONAT. DI BLOCCO |
| 75 | ASTICELLA CONTR.LIVELLO SERBAT.OLIO TURBOGETTO | 171 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 76 | SERBATOIO OLIO | 174 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 77 | SPORTELLO RAFFREDDAMENTO AL SUOLO | 178 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 80 | SCOLLEGAMENTO COMANDI DI VOLO ED INSTALLAZ. SPINA DI REGISTRAZIONE | 182 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |
| 88 | BLOCCHETTI DI GOMMA | 184 | SERBATOIO AUSILIARIO COMBUSTIBILE |
| 90 | PERNO DI ROTAZIONE STABILIZZATORE | 185 | SERBATOIO AUSILIARIO COMBUSTIBILE |
| 103 | PERNO DI ROTAZIONE STABILIZZATORE | 187 | CONDOTTO ARIA IN PRESSIONE |

Fig. 1-4. Sportelli di accesso (foglio 1 di 3).



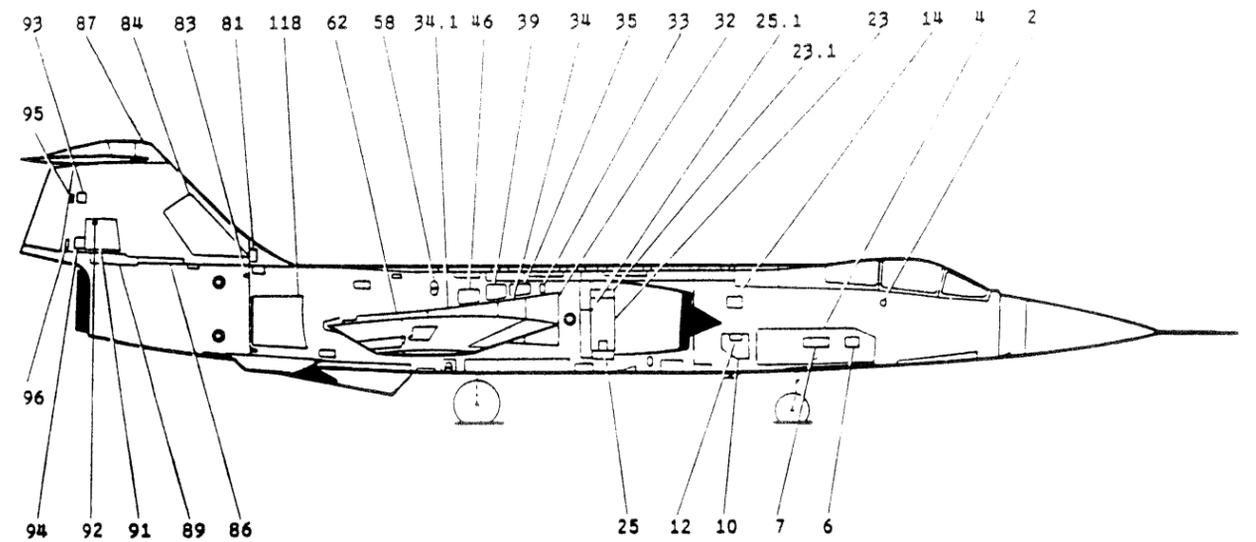
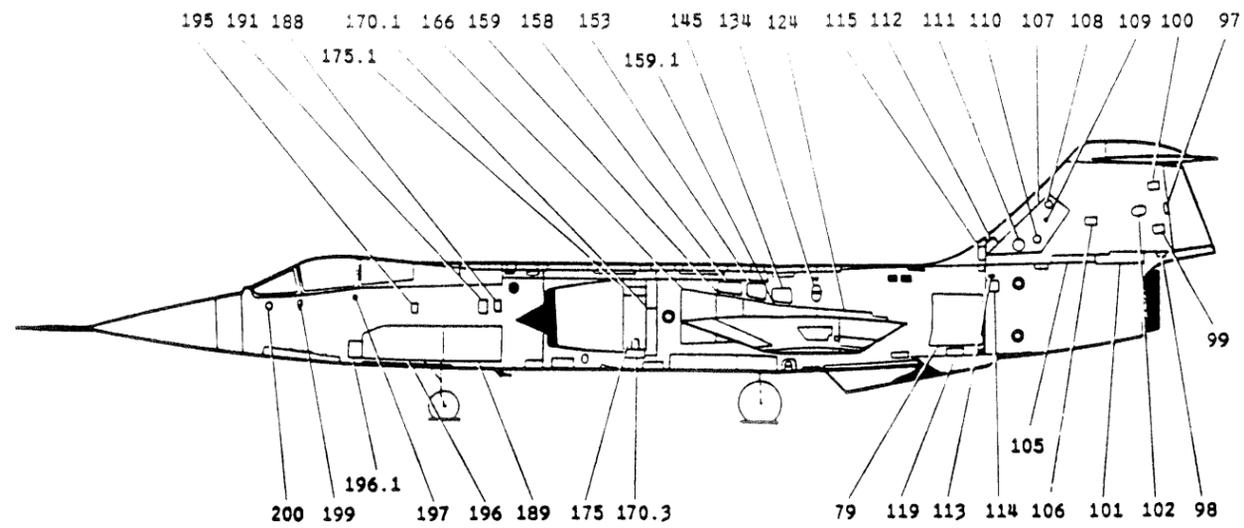
5 SPORTELLI CARRELLO ANTERIORE
 8 SERBATOIO COMBUSTIBILE VANO RECUPERO BOSSOLI
 11 SERBATOIO COMBUSTIBILE VANO RECUPERO BOSSOLI
 13 CONVEGLIATORE DI SCARICO MAGLIONI
 15 SERBATOIO COMBUSTIBILE VANO RECUPERO BOSSOLI
 17 COLLEGAMENTI ELETTRICI TRAVETTO CENTRALE DI FUSOLIERA
 18 CONNETTORE ELETTRICO
 18.1 ATTACCO TRAVETTO B.L.22
 20 ELETTROPOMPA N.2 SERBATOIO PRINCIPALE ANTERIORE COMBUSTIBILE
 21 ISPEZIONE CONDOTTO ASPIRAZIONE STRATO LIMITE PRESA ARIA TURBOGETTO
 24 SUPPORTO COLLETORE ELETTROPOMPE COMBUSTIBILE
 24.1 ATTACCO POSTERIORE TRAVETTO CARICHI ESTERNI B.L.22
 26 ELETTROPOMPA N.4 SERBATOIO PRINCIPALE ANTERIORE COMBUSTIBILE
 28 SPORTELLI ANTERIORE CARRELLO PRINCIPALE
 28.1 MICRO INTERRUPTORI INDICATORI IPERSOSTENTATORE B.E.ALA
 29 MICRO INTERRUPTORE BLOCCAGGIO IN ALTO SPORTELLI ANTERIORE CARRELLO PRINCIPALE
 31 REGOLAZIONE RULLO SPORTELLI CARRELLO
 36 SPORTELLI POSTERIORE CARRELLO PRINCIPALE
 36.1 SCOLLEGAMENTO ELETTRICO ALA DESTRA

37 MICRO INTERRUPTORE BLOCCAGGIO IN ALTO SPORTELLI POSTERIORE CARRELLO PRINCIPALE
 38 SPINOTTO TRAVETTO SUBALARE B.L.75
 40 MICRO INTERRUPTORE DI COMANDO IPERSOSTENTATORE B.E.ALA E DI INDICAZIONE BLOCCAGGIO IN ALTO
 41 RASTREMAZIONE ALARE
 43 COMANDO GANCIO BLOCCAGGIO IN ALTO IPERSOSTENTATORE B.E.ALA
 44 ATTACCO TRAVETTO SUBALARE B.L.75
 48 ATTACCO TRAVETTO SUBALARE B.L.75
 49 GENERATORE CORRENTE ALTERNATA
 50 SPORTELLI RAFFREDDAMENTO AL SUOLO TURBOGETTO
 51 TERMINALI ELETTRICI ESPULSORE SERBATOIO ALARE
 52 REGOLAZIONE LEVERAGGI GANCIO SERBATOIO D'ESTREMITA'
 53 REGOLAZIONE GANCIO SERBATOIO ALARE
 54 TAPPO TUBAZIONE TRAVASO COMBUSTIBILE SERBATOIO SUBALARE
 55 TAPPO TUBAZIONE ARIA DI PRESSURIZZAZIONE SERBATOIO SUBALARE
 57 COLLEGAMENTO ELETTRICO
 60 SPORTELLI DI SOVRAPRESSIONE
 60.1 COLLEGAMENTI ELETTRICI ALA DESTRA
 64 SPINOTTO TRAVETTO SUBALARE B.L.75
 67 PUNTO DI SUPPORTO

68 PRESA ELETTRICA ESTREMITA' ALARE
 69 B.U.ESTREMITA' ALARE E SPINA CERNIERA ALETTONE
 70 PERNO DI CONTROVENTAMENTO TRAVETTO SUBALARE B.L.104
 72 CONNETTORE ELETTRICO ED ATTACCO TRAVETTO SUBALARE B.L.104
 73 PRESA DI ALIMENTAZIONE ELETTRICA ESTERNA
 73.1 AZIONATORE IPERSOSTENTATORE DESTRO
 74 FLESSIBILE DI COMANDO IPERSOSTENTATORE B.U.
 78 SPORTELLI RAFFREDDAMENTO AL SUOLO
 82 BULLONE DI COLLEGAMENTO TRONCO POSTERIORE FUSOLIERA
 85 SPORTELLI PARACADUTE FRENO
 116 BULLONE DI COLLEGAMENTO TRONCO POSTERIORE FUSOLIERA
 120 SPORTELLI RAFFREDDAMENTO AL SUOLO TURBOGETTO
 121 FLESSIBILE DI COMANDO IPERSOSTENTATORE B.U.ALA
 121.1 AZIONATORE IPERSOSTENTATORE SINISTRO
 122 PORTELLONE IDRAULICO E DI ACCESSO TURBOGETTO
 122.1 COLLEGAMENTI ELETTRICI ALA SINISTRA
 125 B.U.ESTREMITA' ALARE E SPINA CERNIERA ALETTONE
 126 PRESA ELETTRICA ESTREMITA' ALARE
 127 RASTREMAZIONE ALARE
 131 PUNTO DI SUPPORTO
 133 SPINOTTO TRAVETTO SUBALARE B.L.75

139 COLLEGAMENTO ELETTRICO
 141 REGOLAZIONE GANCIO SERBATOIO ALARE
 142 GENERATORE A CORRENTE ALTERNATA
 143 SPORTELLI RAFFREDDAMENTO AL SUOLO TURBOGETTO
 143.1 SCOLLEGAMENTO AZIONATORE BLOCCAGGIO B.E.SINISTRO
 144 REGOLAZIONE LEVERAGGI GANCIO SERBATOIO D'ESTREMITA'
 146 TAPPO TUBAZIONE ARIA DI PRESSURIZZAZIONE SERBATOIO SUBALARE
 147 TAPPO TUBAZIONE TRAVASO COMBUSTIBILE SERBATOIO SUBALARE
 148 TERMINALI ELETTRICI ESPULSORE SERBATOIO ALARE
 150 ATTACCO TRAVETTO SUBALARE B.L.75
 151 COMANDO GANCIO DI BLOCCAGGIO IN ALTO IPERSOSTENTATORE B.E.ALA
 152 SPORTELLI POSTERIORE CARRELLO PRINCIPALE
 154 ATTACCO TRAVETTO SUBALARE
 155 MICRO INTERRUPTORE DI COMANDO IPERSOSTENTATORE B.E.ALA E DI INDICAZIONE BLOCCAGGIO IN ALTO
 156 MICRO INTERRUPTORE BLOCCAGGIO IN ALTO SPORTELLI POSTERIORE CARRELLO PRINCIPALE
 156.1 MICRO INTERRUPTORI INDICATORI IPERSOSTENTATORE B.E.ALA
 160 SPINOTTO TRAVETTO SUBALARE B.L.75
 161 CONNETTORE ELETTRICO ED ATTACCO TRAVETTO SUBALARE B.L.104
 163 PERNO DI CONTROVENTAMENTO TRAVETTO SUBALARE B.L.104
 165 SPORTELLI ANTERIORE CARRELLO PRINCIPALE
 168 REGOLAZIONE RULLO SPORTELLI CARRELLO
 170 MICRO INTERRUPTORE BLOCCAGGIO IN ALTO SPORTELLI ANTERIORE CARRELLO PRINCIPALE
 172 ELETTROPOMPA N.3 SERBATOIO COMBUSTIBILE PRINCIPALE ANTERIORE
 173 VANO TRAVETTO CENTRALE
 176 SUPPORTO COLLETORE ELETTROPOMPE COMBUSTIBILE
 176.1 ATTACCO POSTERIORE TRAVETTO CARICHI ESTERNI B.L.22
 177 ISPEZIONE CONDOTTO DI ASPIRAZIONE STRATO LIMITE PRESA ARIA TURBOGETTO
 179 ELETTROPOMPA N.1 SERBATOIO PRINCIPALE ANTERIORE COMBUSTIBILE
 183 ATTACCO TRAVETTO B.L.22
 186 ELETTROPOMPA SERBATOIO AUSILIARIO COMBUSTIBILE
 190 SERBATOIO COMBUSTIBILE VANO RECUPERO BOSSOLI
 192 SERBATOIO COMBUSTIBILE VANO RECUPERO BOSSOLI
 193 SERBATOIO COMBUSTIBILE VANO RECUPERO BOSSOLI
 194 SPORTELLI CARRELLO ANTERIORE
 198 PORTELLI INFERIORE ACCESSO ABITACOLO

Fig. 1-4. Sportelli di accesso (foglio 2 di 3).



- 79 FRENO AERODINAMICO
- 97 ARRESTO SPINA CERNIERA TIMONE DI DIREZIONE
- 98 DRENAGGIO IMPENNAGGIO VERTICALE
- 99 MARTINETTO TIMONE DI DIREZIONE
- 100 MARTINETTO TIMONE DI DIREZIONE
- 101 SETTORE ROTANTE TIMONE DI DIREZIONE
- 102 FILTRO SERVOCOMANDO TIMONE DI DIREZIONE
- 105 COLLEGAMENTI ELETTRICI
- 106 RIVELATORE BUSSOLA MAGNETICA
- 107 SERVOCOMANDO STABILIZZATORE
- 108 SPURGO IMPIANTO IDRAULICO N.2
- 109 SPURGO IMPIANTO IDRAULICO N.1
- 110 ISPEZIONE COLLEGAMENTI LEVERAGGI
- 111 ISPEZIONE COLLEGAMENTI LEVERAGGI
- 112 TUBAZIONI IDRAULICHE
- 113 BULLONE DI COLLEGAMENTO TRONCO POSTERIORE FUSOLIERA
- 114 COLLEGAMENTI ELETTRICI
- 115 CONNESSIONI IDRAULICHE TRA TRONCO CENTRALE E TRONCO POSTERIORE FUSOLIERA
- 119 SPORTELLO ACCESSO PER MEZZI ANTI-INCENDIO
- 124 AZIONATORE IPERSOSTENTATORE B.U.ALA
- 134 SPORTELLO DI RAFFREDDAMENTO AL SUOLO
- 145 INSTALLAZIONE SPINA DI REGISTRAZIONE COMANDI

- 153 SERBATOIO A SELLA SINISTRO (Lato posteriore)
- 158 SERBATOIO A SELLA SINISTRO (Lato anteriore)
- 159 AZIONATORE BLOCCAGGIO IN ALTO IPERSOSTENTATORE B.E. ALA
- 159.1 TUBAZIONI PRESSURIZZAZIONE SERBATOI COMBUSTIBILE D'ESTREMITA' E SUBALARI
- 166 AZIONATORE IPERSOSTENTATORE B.E.ALA E MICROINTERRUTTORI DI POSIZIONE
- 170.1 CABLAGGI ELETTRICI
- 170.3 MARTINETTO IDRAULICO SPORTELLO INGRESSO ARIA AUSILIARIA TURBOGETTO
- 175 SPORTELLO DI INGRESSO ARIA AUSILIARIA TURBOGETTO (Ispezione condotto e parte anteriore turbogetto)
- 175.1 CHIAVISTELLO SPORTELLO INGRESSO ARIA AUSILIARIA TURBOGETTO
- 188 SPINA DI REGISTRAZIONE COMANDI DI VOLO
- 189 VANO POSTERIORE APPARECCHIATURE MISSILI MRAAM
- 191 INTERRUTTORI DI PRECONTROLLO RIFORNIMENTO A PUNTO CENTRALIZZATO SOTTO PRESSIONE
- 195 VALVOLA DI ESPULSIONE GAS VANO CANNONE
- 196 VANO ANTERIORE APPARECCHIATURE MISSILI MRAAM
- 196.1 CONDOTTO DI RAFFREDDAMENTO E SPURGO TUBO PARAFIAMMA
- 197 TUBO DI TORSIONE (Espulsione tettuccio)
- 199 MANIGLIA EIEZIONE EMERGENZA TETTuccio
- 200 MANDATA ARIA AL SUOLO PER RAFFREDDAMENTO RADAR

- 2 TUBO DI TORSIONE (Espulsione tettuccio)
- 4 CENTRALINA A CORRENTE ALTERNATA
- 6 VALVOLA RIFORMIMENTO OSSIGENO
- 7 INTERRUTTORI AUTOMATICI
- 10 TURBINA DI EMERGENZA AD ARIA DINAMICA
- 12 BLOCCAGGIO IN CHIUSURA SPORTELLO TURBINA DI EMERGENZA AD ARIA DINAMICA
- 14 INSTALLAZIONE SPINA DI REGISTRAZIONE COMANDI DI VOLO
- 23 SPORTELLO DI INGRESSO ARIA AUSILIARIA TURBOGETTO (Ispezione condotto a parte anteriore turbogetto)
- 23.1 CHIAVISTELLO SPORTELLO INGRESSO ARIA AUSILIARIA TURBOGETTO
- 25 MARTINETTO IDRAULICO SPORTELLO ARIA AUSILIARIA DI INGRESSO TURBOGETTO
- 25.1 CABLAGGI ELETTRICI
- 32 AZIONATORE IPERSOSTENTATORE B.E. ALA
- 33 SCATOLA "H" IPERSOSTENTATORE B.E. ALA
- 34 AZIONATORE BLOCCAGGIO IN ALTO AZIONATORE IPERSOSTENTATORE B.E.ALA
- 34.1 TUBAZIONI ARIA PRESSURIZZAZIONE SERBATOI D'ESTREMITA' E SUBALARI
- 35 SERBATOIO A SELLA DESTRO (Parte anteriore)
- 39 SERBATOIO A SELLA DESTRO (Parte posteriore)
- 46 INSTALLAZIONE SPINA DI REGISTRAZIONE COMANDI DI VOLO E ACCESSO AZIONATORE AUTOPILOTA ALETONI

- 58 SPORTELLO RAFFREDDAMENTO AL SUOLO TURBOGETTO
- 62 AZIONATORE IPERSOSTENTATORE B.U. ALA
- 81 CONNESSIONI IDRAULICHE TRA TRONCO CENTRALE E TRONCO POSTERIORE FUSOLIERA
- 83 BULLONE DI COLLEGAMENTO TRONCO POSTERIORE FUSOLIERA
- 84 MECCANISMO SERVOCOMANDO STABILIZZATORE
- 86 SCOLLEGAMENTO APPARECCHIATURE ELETTRICHE
- 87 LEVA STABILIZZATORE
- 89 TUBO DI TORSIONE TIMONE DI DIREZIONE
- 91 SERVOCOMANDO TIMONE DI DIREZIONE
- 92 SPURGO IMPIANTO IDRAULICO N.1
- 93 MARTINETTO TIMONE DI DIREZIONE
- 94 MARTINETTO TIMONE DI DIREZIONE
- 95 ARTICOLAZIONE TIMONE DI DIREZIONE
- 96 ARTICOLAZIONE TIMONE DI DIREZIONE
- 118 FRENO AERODINAMICO

Fig. 1-4. Sportelli di accesso (foglio 3 di 3).

AVVERTENZA

- Allo scopo di impedire interferenze con servocomandi od i loro collegamenti è importante, quando si installano i pannelli di accesso, particolarmente nelle zone dei servocomandi dove la lunghezza delle viti può creare pericoli d'interferenza, usare solo viti della lunghezza prescritta.
- I pannelli di accesso ai servocomandi alettoni fanno parte della struttura resistente dell'ala. Prima di procedere alla rimozione dei suddetti pannelli, i serbatoi di estremità e i serbatoi combustibile subalari devono essere svuotati onde prevenire eventuali svergolamenti e torsioni dei pannelli alari.

1-23. **ACCESSO ALL'ABITACOLO.** Il normale accesso all'abitacolo si effettua aprendo il tettuccio ed accedendo con una scaletta all'interno dell'abitacolo. Non vi sono mezzi sul velivolo per accedere all'abitacolo senza l'uso di una scaletta.

1-24. FUNZIONAMENTO DEL TETTUCCIO

1-25. **FUNZIONAMENTO NORMALE DEL TETTUCCIO** (vedere fig. 1-5). Per il normale accesso all'abitacolo, il tettuccio viene aperto manualmente. Premendo una piastrina di ritegno a molla, disposta in prossimità della leva esterna di bloccaggio del tettuccio, la leva fuoriesce dal proprio alloggiamento disponendosi in posizione opportuna per essere comandata. Ruotando la leva in senso orario, il tettuccio si sblocca e si solleva di circa 1,8 inch dal boccaporto destro. Da questa posizione, tramite una maniglia di sollevamento, il tettuccio può essere aperto fino alla posizione a cui il gancio del meccanismo di ritegno in apertura si innesta automaticamente nel relativo perno. La leva di comando tettuccio dall'esterno può quindi essere riportata nella prima sede di stivaggio e bloccata con l'apposita piastrina di ritegno.

1-26. Per chiudere il tettuccio occorre spingere in avanti la leva di sblocco gancio di ritegno tettuccio in posizione di apertura (posta sulla struttura del tettuccio), e quindi sostenendo il peso del tettuccio stesso abbassarlo fino a che non appoggia sulle camme di sollevamento. Per bloccare il tettuccio dall'esterno, occorre ruotare la maniglia esterna di bloccaggio tettuccio, in senso antiorario, fino a che essa è in corrispondenza della striscia nera disegnata sulla fiancata del velivolo, ottenendo così l'abbassamento totale ed il bloccaggio del tettuccio. La maniglia è poi stivata nella relativa sede previa rotazione in senso orario e bloccata mediante la piastrina di ritegno.

AVVERTENZA

Non abbassare con violenza il tettuccio sulle camme di sollevamento perchè si potrebbero danneggiare le camme e la struttura del tettuccio.

Nota

Il perno di bloccaggio del portellone comparto elettronico è un dispositivo di sicurezza che rende impossibile la chiusura ed il bloccaggio del tettuccio, se il portellone del comparto elettronico non è completamente chiuso e bloccato. Esso ha inoltre lo scopo di bloccare il portellone del comparto elettronico in modo che non possa essere sbloccato fino a che il tettuccio è sbloccato e aperto. Il perno è collegato al sistema di bloccaggio del portellone comparto elettronico e si retrae a filo della interlatura, quando il portellone è bloccato.

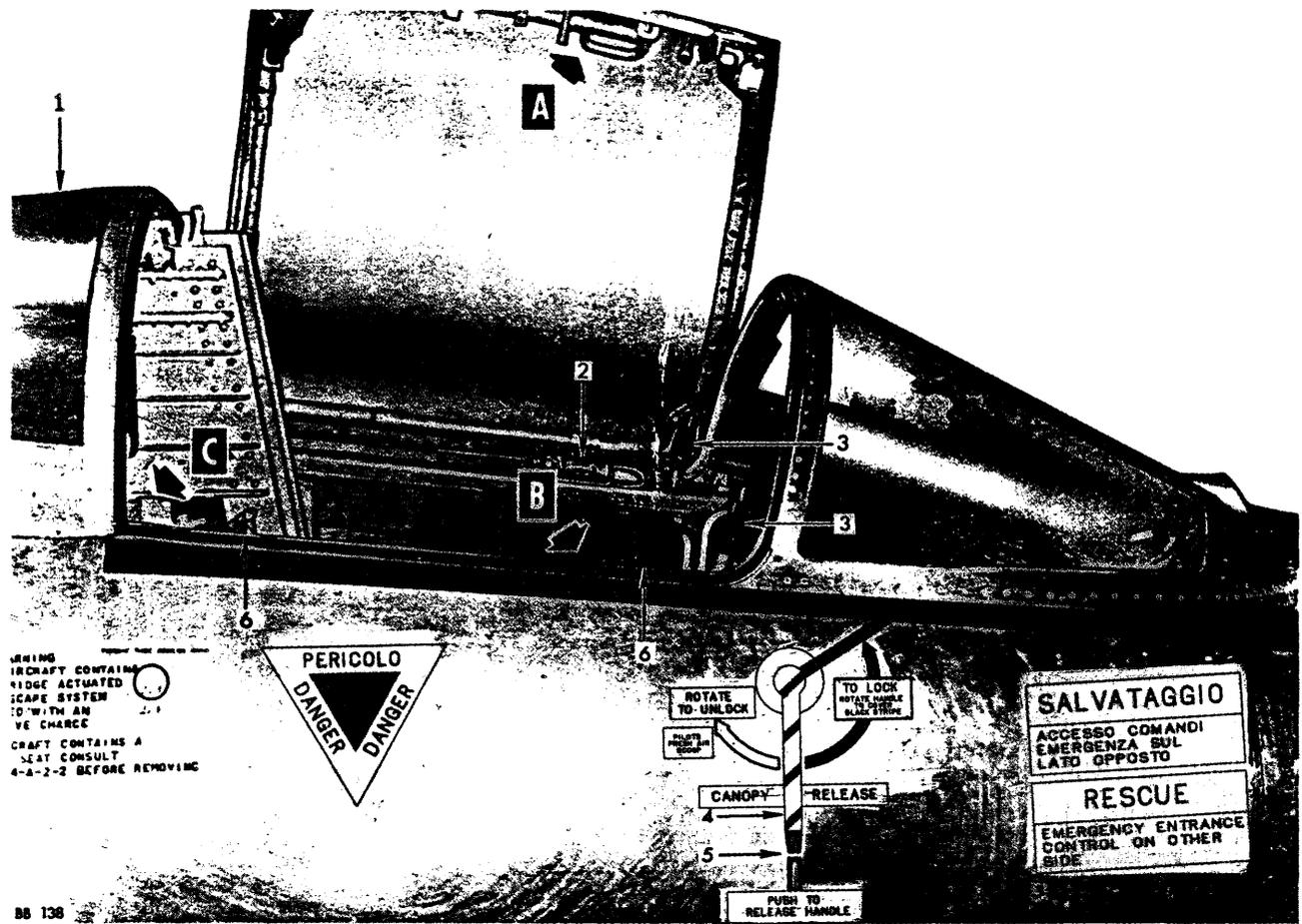
1-27. Per chiudere e bloccare il tettuccio dall'interno dell'abitacolo, occorre spingere in avanti la leva di sblocco gancio di ritegno tettuccio in posizione di apertura; quindi abbassare il tettuccio fino a che non appoggia sulle camme di sollevamento. Per il bloccaggio occorre tirare all'indietro la maniglia interna di bloccaggio tettuccio completando così l'operazione di chiusura e bloccaggio.

1-28. Per sganciare ed aprire il tettuccio dall'interno dell'abitacolo occorre spingere in avanti la maniglia interna di sblocco tettuccio. Con tale operazione, mentre si sblocca il tettuccio questo viene anche sollevato di circa 1,8 inch rispetto al boccaporto. Da questa posizione, afferrando la maniglia di sollevamento tettuccio e spingendo verso l'alto, si prosegue nell'apertura sino a quando il gancio del meccanismo di ritegno in posizione di apertura si innesta nel relativo perno. Questo gancio permette al tettuccio di rimanere nella posizione di completamento aperto.

1-29. **FUNZIONAMENTO DI EMERGENZA DEL TETTUCCIO** (vedere fig. 1-5). Per l'eiezione del tettuccio a terra in caso di emergenza, sono disponibili due maniglie di comando: una sistemata all'interno dell'abitacolo ed una all'esterno. Tirando su una o l'altra di queste maniglie si comanda l'intervento di un sistema balistico e meccanico combinato mediante il quale si effettua l'eiezione del tettuccio. La maniglia esterna è accessibile attraverso uno sportellino ad apertura rapida, installato sotto il pannello sinistro del parabrezza. Tirando su questa maniglia si aziona lo stesso meccanismo che verrebbe azionato tirando la maniglia interna, in quanto entrambe fanno parte di un unico sistema di emergenza. La maniglia interna può anche essere usata per eiettare il tettuccio in volo.

Nota

Sul velivolo è installato un attrezzo per la rottura del tettuccio. Tale attrezzo è sistemato sulla parte sinistra del boccaporto. Esso è usato per rompere il tettuccio manualmente offrendo al pilota un ulteriore mezzo di uscita di emergenza dall'abitacolo, qualora i sistemi di apertura tettuccio normale e di emergenza non funzionassero (vedere fig. 1-5).

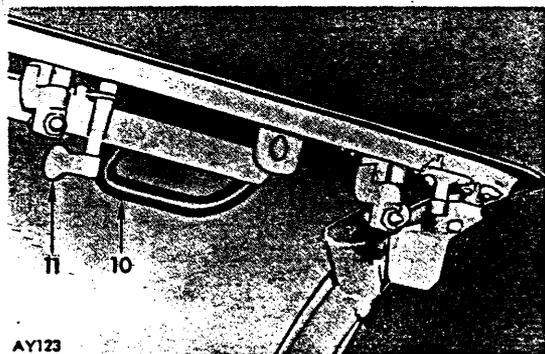


WHEN AIRCRAFT CONTAINS RIDGE ACTUATED ESCAPE SYSTEM TO WITH AIR VE CHARGE CRAFT CONTAINS A SEAT CONSULT 4-A-2-2 BEFORE REMOVING

ROTATE TO UNLOCK
TO LOCK ROTATE HANDLE CLOCKWISE
CANOPY RELEASE
PUSH TO RELEASE HANDLE

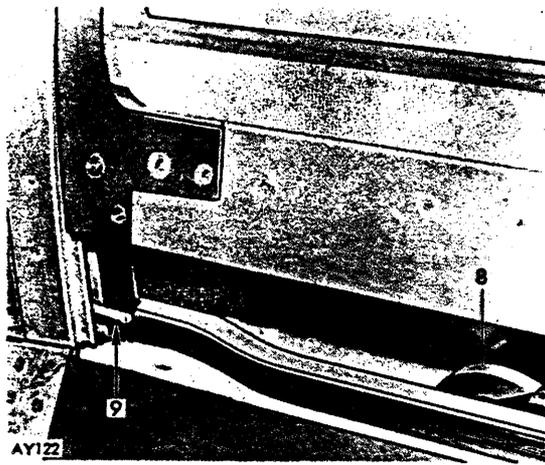
SALVATAGGIO
ACCESSO COMANDI EMERGENZA SUL LATO OPPOSTO
RESCUE
EMERGENCY ENTRANCE CONTROL ON OTHER SIDE

BB 138



AY123

VISTA A



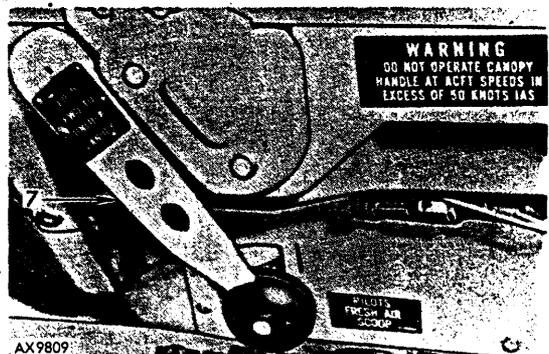
AY122

VISTA C

VISTA B

NOTA

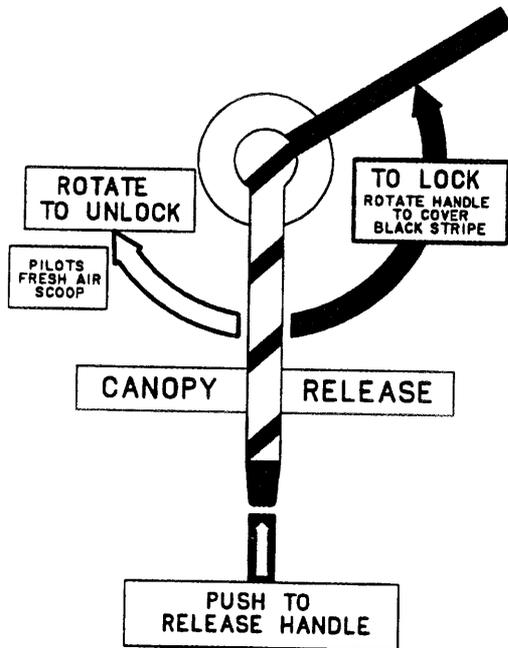
LA SPINA DI BLOCCAGGIO DEL PORTELLONE COMPARTO APPARECCHIATURE ELETTRONICHE E' UN DISPOSITIVO DI SICUREZZA CHE RENDE POSSIBILE LA CHIUSURA ED IL BLOCCAGGIO DEL TETTuccio QUANDO IL PORTELLONE DEL COMPARTO ELETTRONICO SIA STATO IN PRECEDENZA CHIUSO E BLOCCATO. ESSA ASSICURA PIURE CHE IL PORTELLONE DEL COMPARTO ELETTRONICO NON POSSA ESSERE SBLOCCATO SINO A QUANDO IL TETTuccio E' ABBASSATO E BLOCCATO. LA SPINA E' COLLEGATA AL SISTEMA DI BLOCCAGGIO SUL PORTELLONE DEL COMPARTO ELETTRONICO E SI RETRAE A FILO DELL'INTELAIATURA QUANDO IL PORTELLONE STESSO E' BLOCCATO.



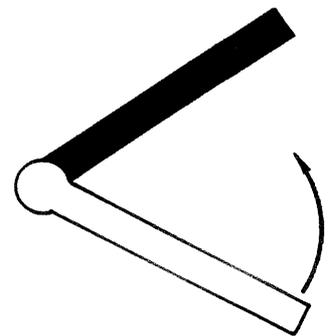
AX9809

- 1 PORTELLONE COMPARTO ELETTRONICO
- 2 ATTREZZO ROTTURA TETTuccio
- 3 MARTINETTO DI SPINTA EIEZIONE TETTuccio
- 4 MANIGLIA ESTERNA SBLOCCAGGIO TETTuccio
- 5 FERMO MANIGLIA ESTERNA
- 6 CAMMA SOLLEVAMENTO TETTuccio (Lato destro)
- 7 MANIGLIA INTERNA DI BLOCCAGGIO
- 8 GANCIO BLOCCAGGIO TETTuccio (3)
- 9 SPINA BLOC. PORTELLONE COMPARTO ELETTRONICO (Ved. NOTA)
- 10 MANIGLIA DI SOLLEVAMENTO TETTuccio
- 11 LEVETTA SBLOCCAGGIO GANCIO TETTuccio DA POSIZ. DI APERTURA

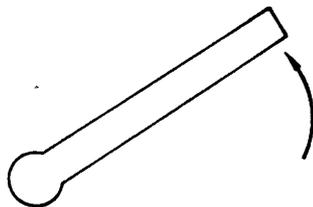
Fig. 1-5. Funzionamento del tettuccio (foglio 1 di 3).



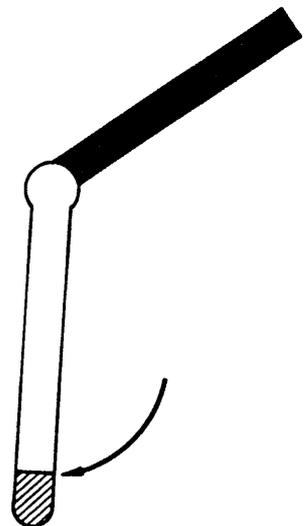
1 PREMERE IL PULSANTE A MOLLA ALL'ESTREMITA' DELLA MANIGLIA ESTERNA DI BLOCCAGGIO PER RILASCIARE LA MANIGLIA ALLA POSIZIONE DI FUNZIONAMENTO



2 AFFERRARE LA MANIGLIA E RUOTARLA IN ALTO FINO ALLA STRISCIA NERA



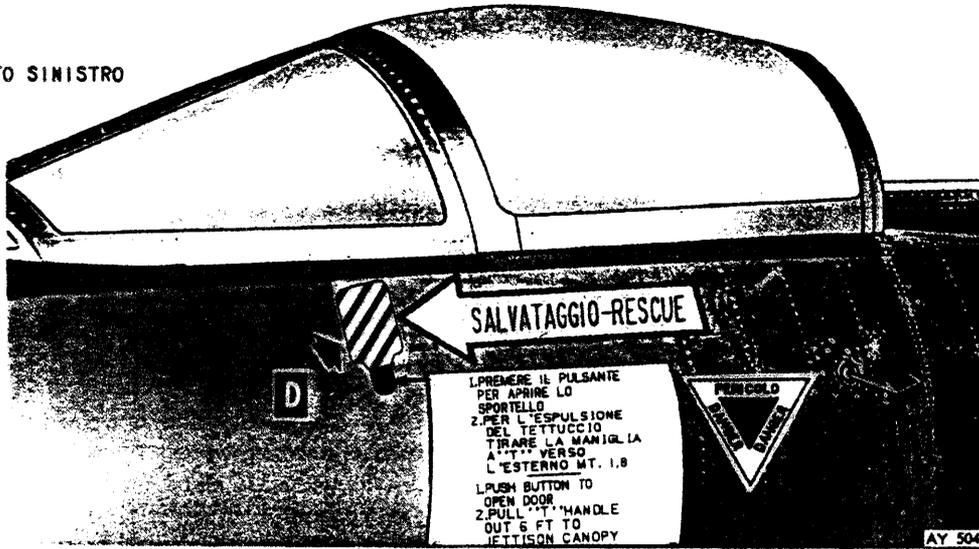
3 RUOTARE LA MANIGLIA FINO A COPRIRE LA STRISCIA NERA E SINO A QUANDO SI ASCOLTA E SI PERCEPISCE LO SCATTO DEFINITIVO DI BLOCCAGGIO



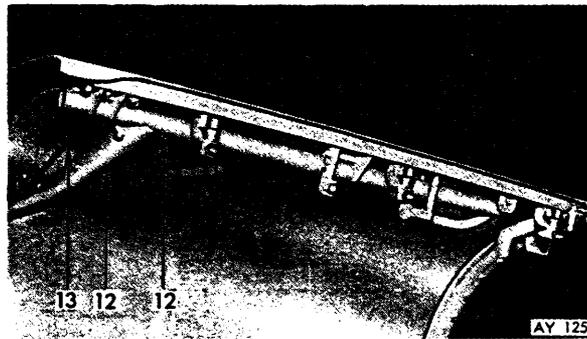
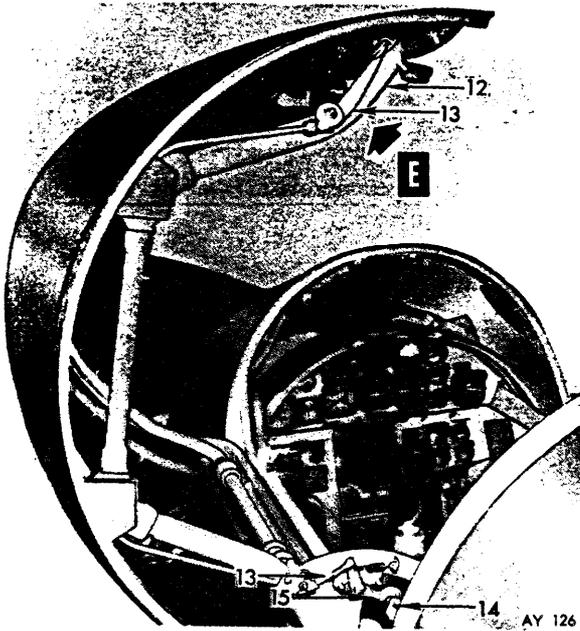
4 RUOTARE LA MANIGLIA IN SENSO INVERSO E SPINGERLA NELLA PROPRIA SEDE, FINO A CHE SI BLOCCA

Fig. 1-5. Funzionamento del tettuccio (bloccaggio tettuccio con maniglia esterna) (foglio 2 di 3).

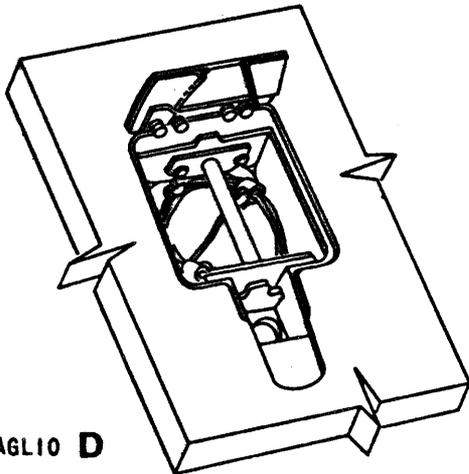
LATO SINISTRO



MANIGLIA DI EMERGENZA EIEZIONE TETTUCCIO



VISTA E



DETTAGLIO D

- 12 SUPPORTO TETTUCCIO
- 13 CAVO RILASCIO TETTUCCIO DA POSIZIONE APERTA
- 14 SPINA ARRESTO TETTUCCIO
- 15 COMPLESSIVO GANCIO RITEGNO TETTUCCIO IN APERTURA

Fig. 1-5. Funzionamento del tettuccio (foglio 3 di 3).

1-30. DISPOSIZIONE DEI COMANDI NELL'ABITACOLO

1-31. **GENERALITÀ.** Il velivolo è dotato di quattro pannelli porta strumenti (cruscotto) installati verticalmente davanti al seggiolino pilota, e due pannelli laterali installati su ciascun lato dell'abitacolo (vedere fig. 1-6).

1-32. COLLEGAMENTO A MASSA DEL VELIVOLO

1-33. **PRESE STANDARDIZZATE** (vedere fig. 1-7). Le prese di massa sono installate sulla fusoliera e sugli sportelli carrello principale del velivolo; l'utilizzazione di queste prese permette di eliminare le cariche elettriche statiche che si formano in volo oppure durante il funzionamento al suolo.

1-34. Un soddisfacente collegamento elettrico può anche essere realizzato fissando l'estremità di un cavo metallico, con buone caratteristiche conduttive, ad un anello di ancoraggio sul terreno e l'altra estremità all'anello di traino sul carrello anteriore, come illustrato nella fig. 1-7. Analogo collegamento può anche essere realizzato collegando il cavo all'anello di traino sul carrello principale.

1-35. Quando si collega a massa il velivolo con l'apposito cavo, occorre assicurare che i morsetti di ciascuna estremità effettuino un buon contatto (metallo con metallo) e che gli stessi e i punti di collegamento a massa non siano arrugginiti o corrosi. In generale il collegamento a massa di più punti di un velivolo non è più efficace del collegamento a massa di un unico punto.

1-36. Gli anelli di ancoraggio al suolo costituiscono in genere una buona massa e permettono una soddisfacente scarica di elettricità statica accumulata.

1-37. PRECAUZIONI A TERRA

ATTENZIONE

- Gli sportelli del carrello di atterraggio sono pericolosi. Assicurarsi che l'alimentazione elettrica non sia collegata al velivolo qualora il personale di terra debba inserirsi per qualsiasi motivo tra gli sportelli anteriori del carrello di atterraggio principale ed il longherone centrale.
- Gli sportelli di ingresso aria ausiliaria turbogetto sono pericolosi. Prima che il personale a terra entri negli sportelli per l'ispezione dei condotti ingresso aria, assicurarsi che la spina di sicurezza della valvola selettiva posta nel carrello destro sia inserita, che il banco idraulico non sia collegato al velivolo e che l'alimentazione elettrica esterna non sia collegata.

AVVERTENZA

In relazione alle caratteristiche del velivolo che consentono alte velocità di volo, è estremamente importante fare grande attenzione a non danneggiare le superfici esterne, avendo cura che esse non siano soggette ad abrasioni, incisioni, scalfitture, ecc. Danni di questo tipo provocano un notevole aumento della resistenza all'avanzamento del velivolo, peggiorandone le prestazioni.

1-38. **ZONE DI PERICOLO DURANTE IL FUNZIONAMENTO DEL TURBOGETTO.** Le zone di pericolo sono indicate nella fig. 1-8.

1-39. **ZONE SULLE QUALI NON È PERMESSO SALIRE.** Le zone sulle quali non è permesso salire sono indicate nella fig. 1-9.

1-40. **PROTEZIONI DEL B.U. E B.E. ALARI.** Le protezioni del b.u. e b.e. sono indicate nella fig. 1-9.

1-41. **SPINE DI SICUREZZA E BLOCCAGGI AL SUOLO.** Le spine di sicurezza ed i bloccaggi sono indicati nella fig. 1-10. Questa figura presenta i tipi e l'applicazione di tutte le spine e bloccaggi.

AVVERTENZA

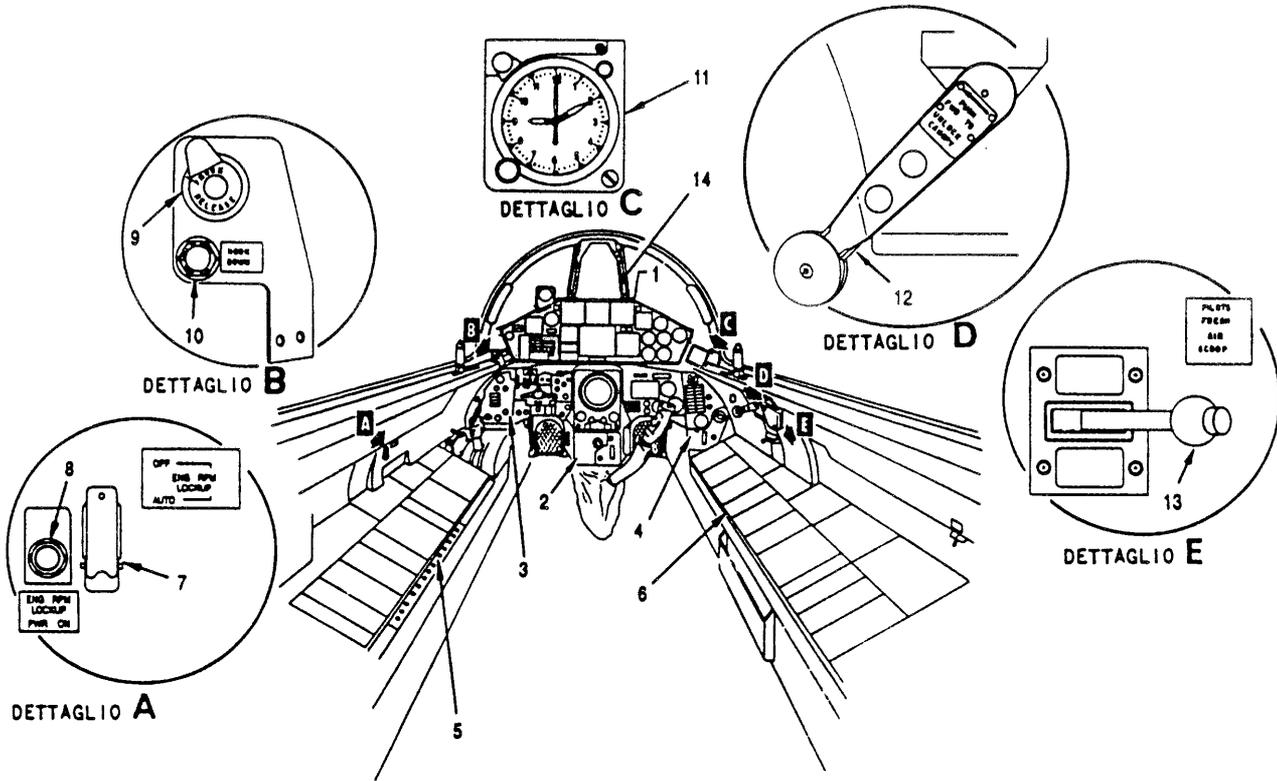
Tutte le spine di sicurezza e tutti i bloccaggi devono essere rimossi prima del volo.

1-42. **PROTEZIONE DEL ROSTRO PER BARRIERA D'ARRESTO.** Anteriormente su ciascun sportello del carrello di atterraggio principale è installato un rostro per il cavo arresto barriera. Esso serve per l'agganciamento e l'arresto del velivolo durante un atterraggio di emergenza. Ai rostri, che sono taglienti, ogni volta che il velivolo è parcheggiato si devono applicare le apposite protezioni per evitare che il personale si ferisca (vedere fig. 1-11).

1-43. **SUPERFICI MOBILI.** Le superfici dei comandi di volo e gli sportelli aria ausiliari sono azionati tramite servocomandi. Le superfici dei comandi di volo comprendono gli alettoni, lo stabilizzatore, il timone di direzione, i freni aerodinamici, gli ipersostentatori del bordo di entrata e del bordo di uscita.

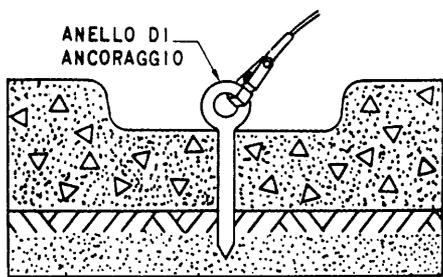
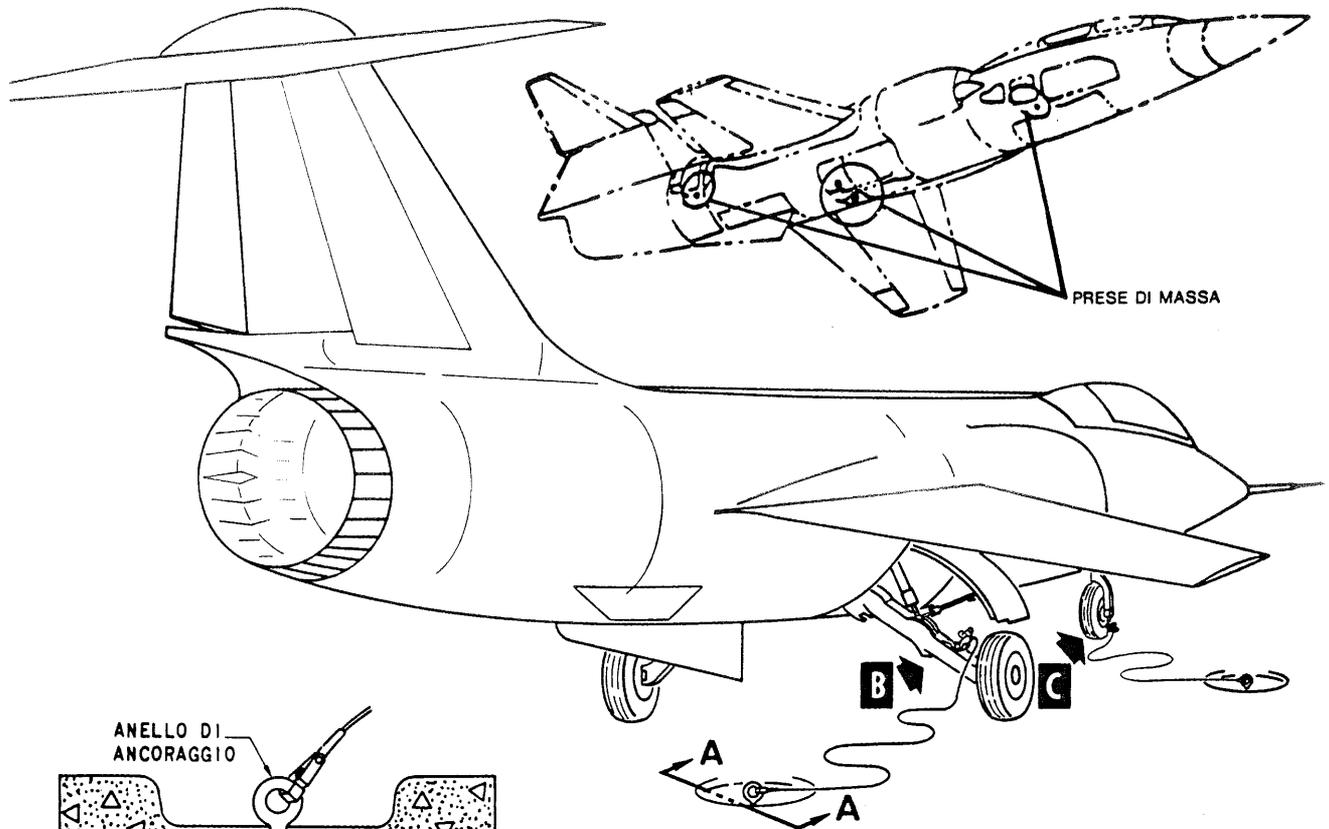
ATTENZIONE

Con il carrellino di alimentazione elettrica esterna ed il banco idraulico collegati al velivolo, è pericoloso lavorare sopra o vicino a qualsiasi di queste superfici, a meno che non sia stata presa ogni precauzione per prevenire il contatto con tali superfici in movimento.



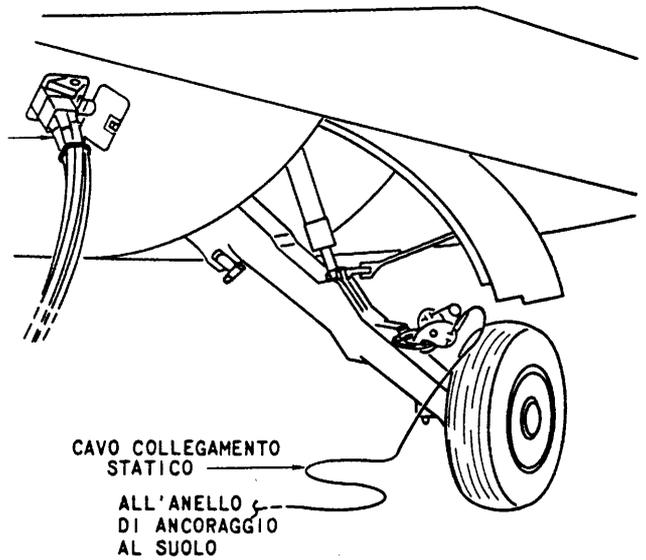
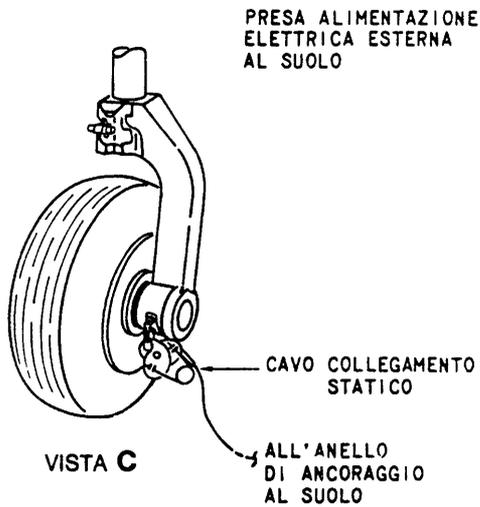
- 1 CRUSCOTTO SUPERIORE (vedere fig. 2-2)
- 2 CRUSCOTTO INFERIORE (vedere fig. 2-2)
- 3 CRUSCOTTO LATERALE SINISTRO (vedere fig. 2-2)
- 4 CRUSCOTTO LATERALE DESTRO (vedere fig. 2-2)
- 5 PANNELLO LATERALE SINISTRO (vedere fig. 2-3)
- 6 PANNELLO LATERALE DESTRO (vedere fig. 2-4)
- 7 INTERRUTTORE DI COMANDO BLOCCAGGIO GIRI TURBOGETTO
- 8 LUCE SPIA COMANDO BLOCCAGGIO GIRI TURBOGETTO
- 9 PULSANTE DI COMANDO GANCIO D'ARRESTO
- 10 LUCE SPIA DI AVVISO GANCIO D'ARRESTO ABBASSATO
- 11 OROLOGIO (vedere fig. 2-1)
- 12 LEVA DI BLOCCAGGIO TETTuccio
- 13 LEVA DI COMANDO BOCCHETTA DI VENTILAZIONE
- 14 LUCE SPIA RIPETITORE RADAR ALTIMETRO

Fig. 1-6. Disposizione generale dell'abitacolo.



SEZIONE A-A
ANCORAGGIO AL SUOLO

NOTA
GENERALMENTE, NON E' NECESSARIO EFFETTUARE IL COLLEGAMENTO ELETTRICO A MASSA DEI VELIVOLI PARCHEGGIATI SU PIU' DI UNA POSIZIONE.



VISTA B
COLLEGAMENTO AL SUOLO CARRELLO PRINCIPALE (Tipico per entrambe le gambe del carrello principale)

Fig. 1-7. Collegamento a massa del velivolo.

ZONE DI PERICOLO

ATTENZIONE

LE ZONE DEI CONDOTTI INGRESSO ARIA TURBOGETTO, SPORTELLI INGRESSO ARIA AUSILIARIA E DELLO SCARICO DEL GETTO SONO MOLTO PERICOLOSE. RIMANERE LONTANI.

DURANTE L'AVVIAMENTO ED IL FUNZIONAMENTO DEL TURBOGETTO EVITARE DI SOSTARE IN PROSSIMITA' DELL'AVVIATORE PNEUMATICO E ROTORE TURBINA TURBOGETTO.

DURANTE IL FUNZIONAMENTO DEL TURBOGETTO, IL RUMORE PROVOCATO DAL MEDESIMO PUO' CAUSARE UNA DIMINUZIONE PERMANENTE DELL'UDITO. PERTANTO ENTRO UN RAGGIO DI 100 FT SI RACCOMANDA L'USO DI SPECIALI TAPPI ED ENTRO UN RAGGIO DI 50 FT OLTRE ALL'USO DEI TAPPI ANCHE DELL'APPOSITA CUFFIA DI PROTEZIONE. QUALORA NON VI SIA IL DEFLETTORE GETTO RIMANERE LONTANI PER UN RAGGIO DI 250 FT DALL'UGELLO DI SCARICO.

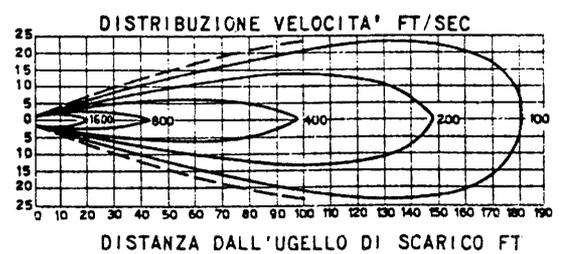
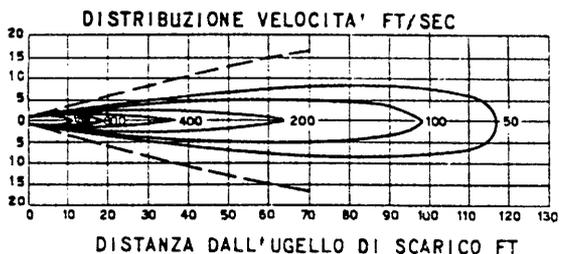
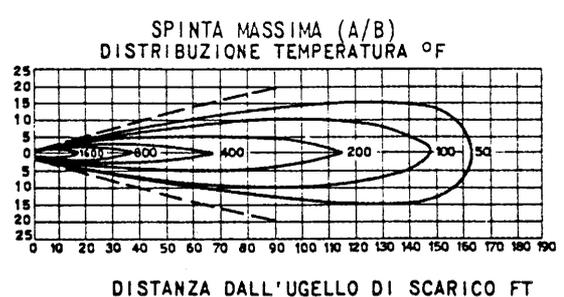
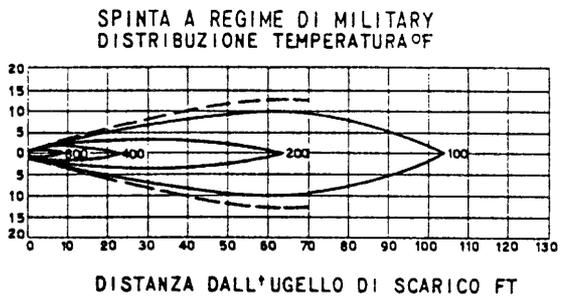
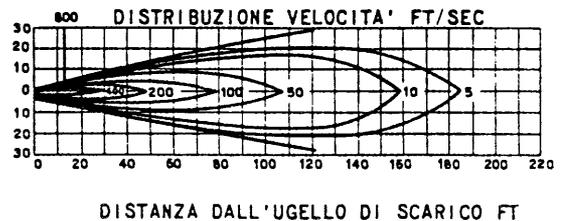
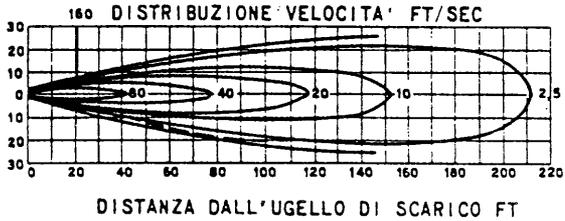
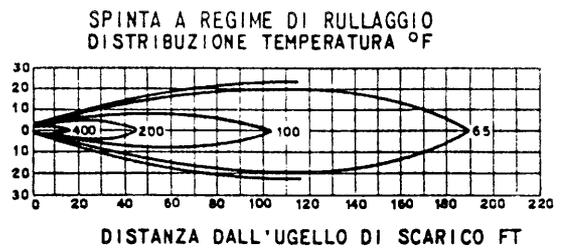
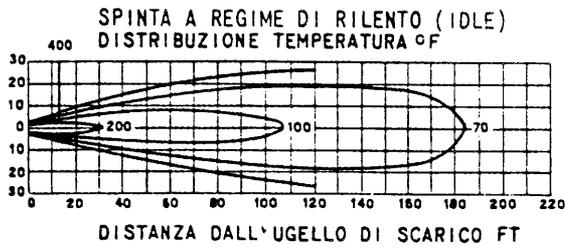
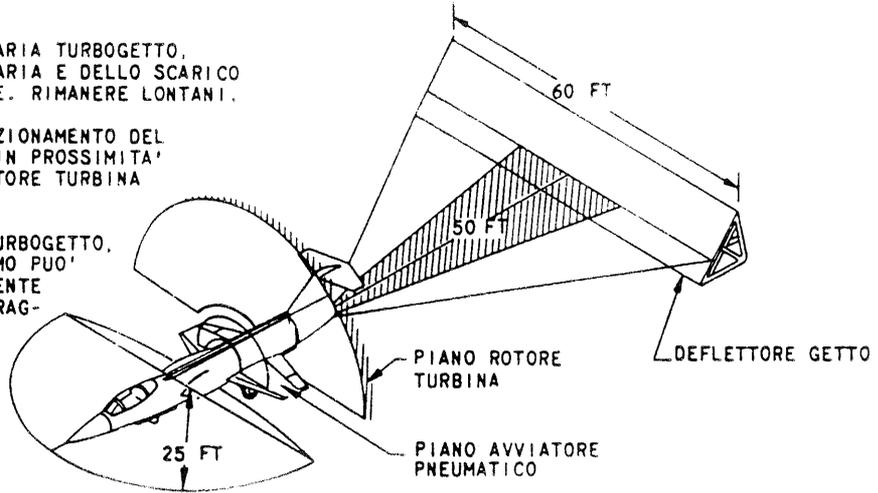


Fig. 1-8. Zone di pericolo durante il funzionamento del turbogetto.

AVVERTENZA

NON APPOGGIARE SCALE PORTATILI, ATTREZZATURE O CASSETTE PORTAUTENSILI CONTRO IL VELIVOLO. NON E' PREVISTO ACCEDERE ALL' ABITACOLO SENZA L'USO DI UNA SCALETTA.

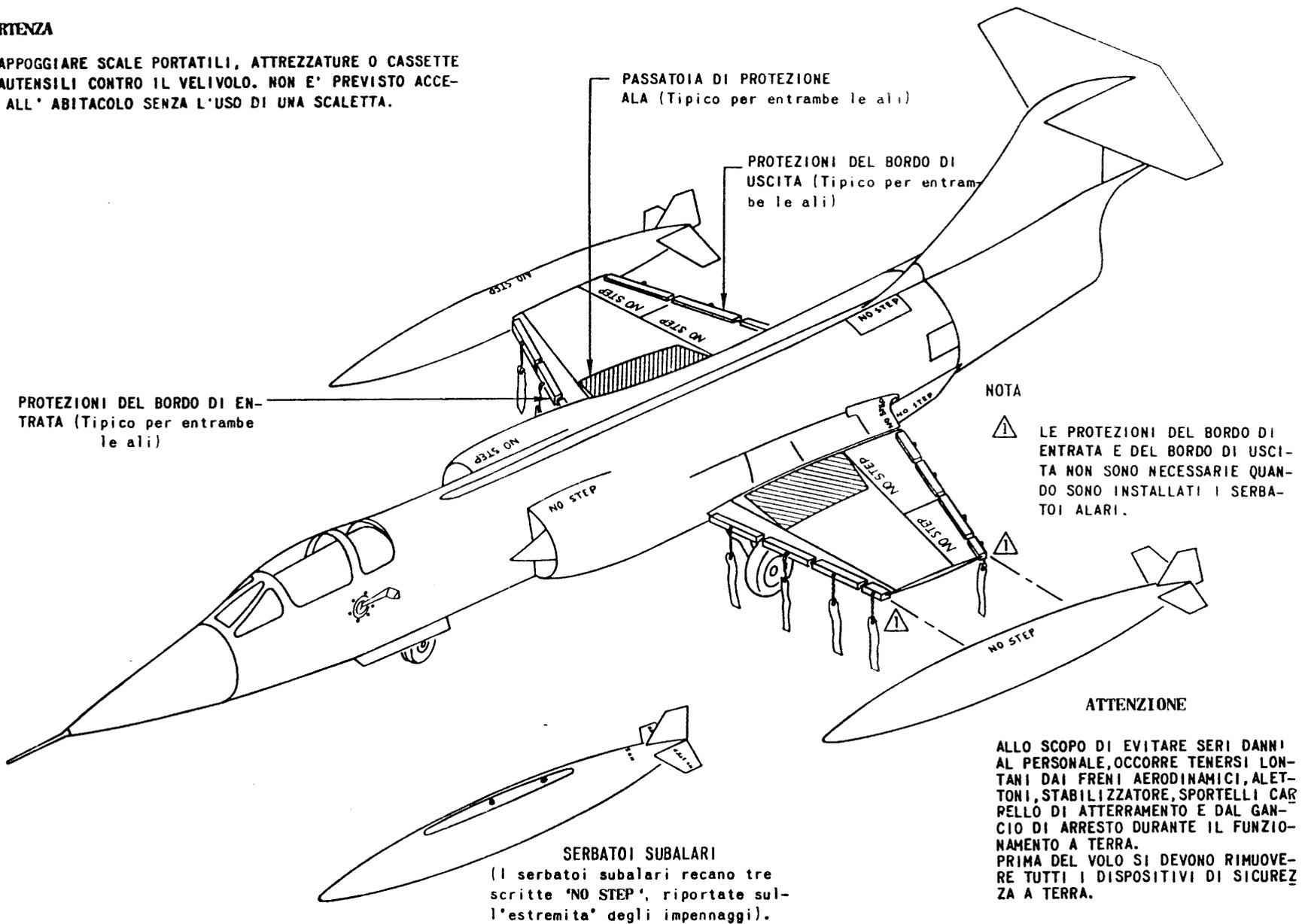
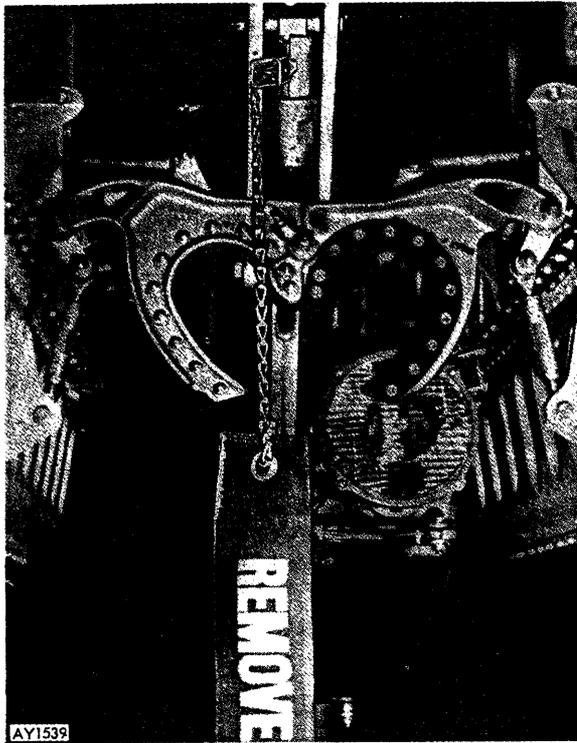
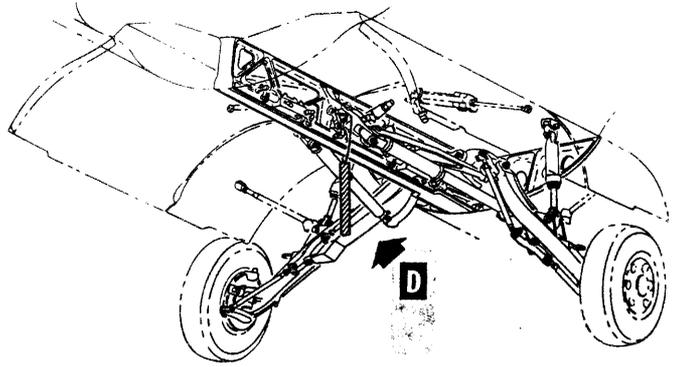


Fig. 1-9. Schema delle zone sulle quali non è permesso salire.



VISTA A

MANICOTTO DI SICURA CARRELLO ANTERIORE

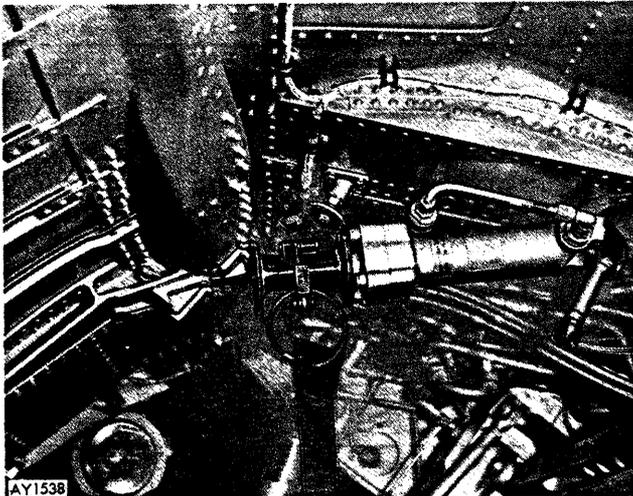
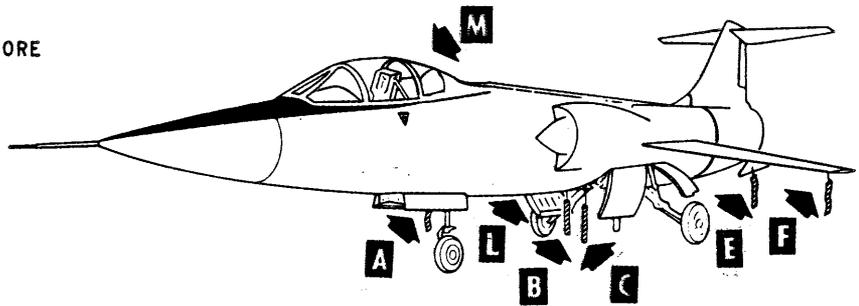


VISTA C

SPINE DI SICUREZZA CARRELLO PRINCIPALE

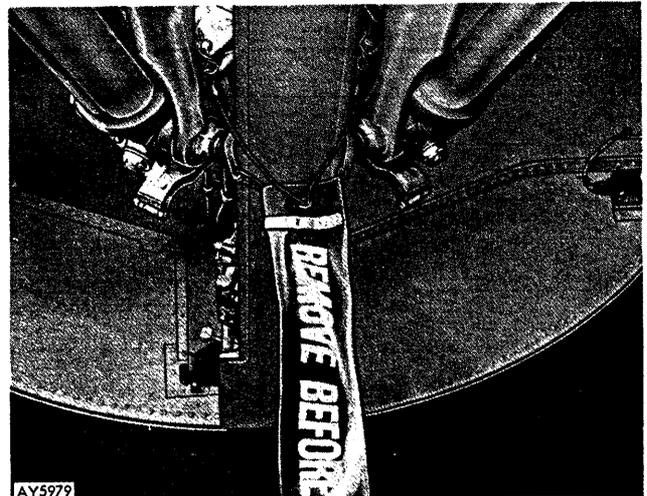
ATTENZIONE

PRIMA DEL VOLO SI DEVONO RIMUOVERE TUTTE LE SPINE DI SICUREZZA.



VISTA B

BLOCCAGGIO DI SICUREZZA SPORTELLO ANTERIORE CARRELLO PRINCIPALE

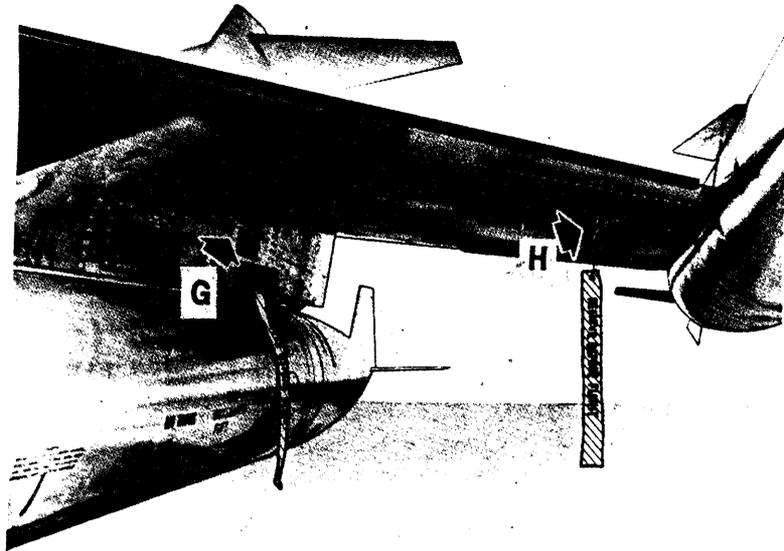


VISTA D

SPINE DI SICUREZZA DEL CARRELLO PRINCIPALE

Fig. 1-10. Spine e bloccaggi di sicurezza (foglio 1 di 8).

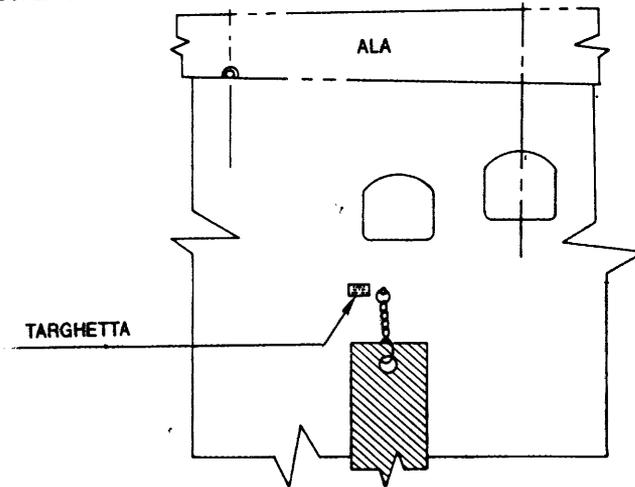
VISTA E-F



DISLOCAZIONE SPINE DI SICUREZZA ESPULSORI CARICHI ESTERNI SU ESTREMITA' ALARI E SU TRAVETTI BL75

ASSE PERNO DI ALLINEAMENTO SUPERIORE ANTERIORE

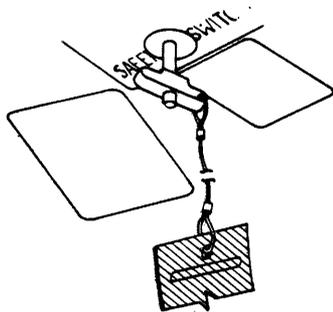
ASSE EIETTORE



VISTA G

SPINA DI SICUREZZA ESPULSORI TRAVETTO SUBALARE BL75 E CARICHI ESTERNI

VISTA H



SPINA DI SICUREZZA ESPULSORE SERBATOIO ESTREMITA' ALARE O LANCIAMISSILI

Fig. 1-10. Spine e bloccaggi di sicurezza (foglio 2 di 8).

TUTTE LE SPINE ED I BLOCCAGGI DI SICUREZZA DEVONO SEMPRE ESSERE INSTALLATI QUANDO IL VELIVOLO E' A TERRA A MENO CHE OPERAZIONI SPECIFICHE DI MANUTENZIONE NE RICHIEDANO LA RIMOZIONE. ESERCITARE MOLTA ATTENZIONE DURANTE L'INSTALLAZIONE E RIMOZIONE DEL BLOCCAGGIO DI SICUREZZA A TERRA DEL GANCIO D'ARRESTO. LA SPINA DI SICUREZZA DEL TRAVETTO CENTRALE CARICHI ESTERNI FUSOLIERA DEVE ESSERE INSTALLATA SECONDO LE NECESSITA' OPERATIVE LOCALI.

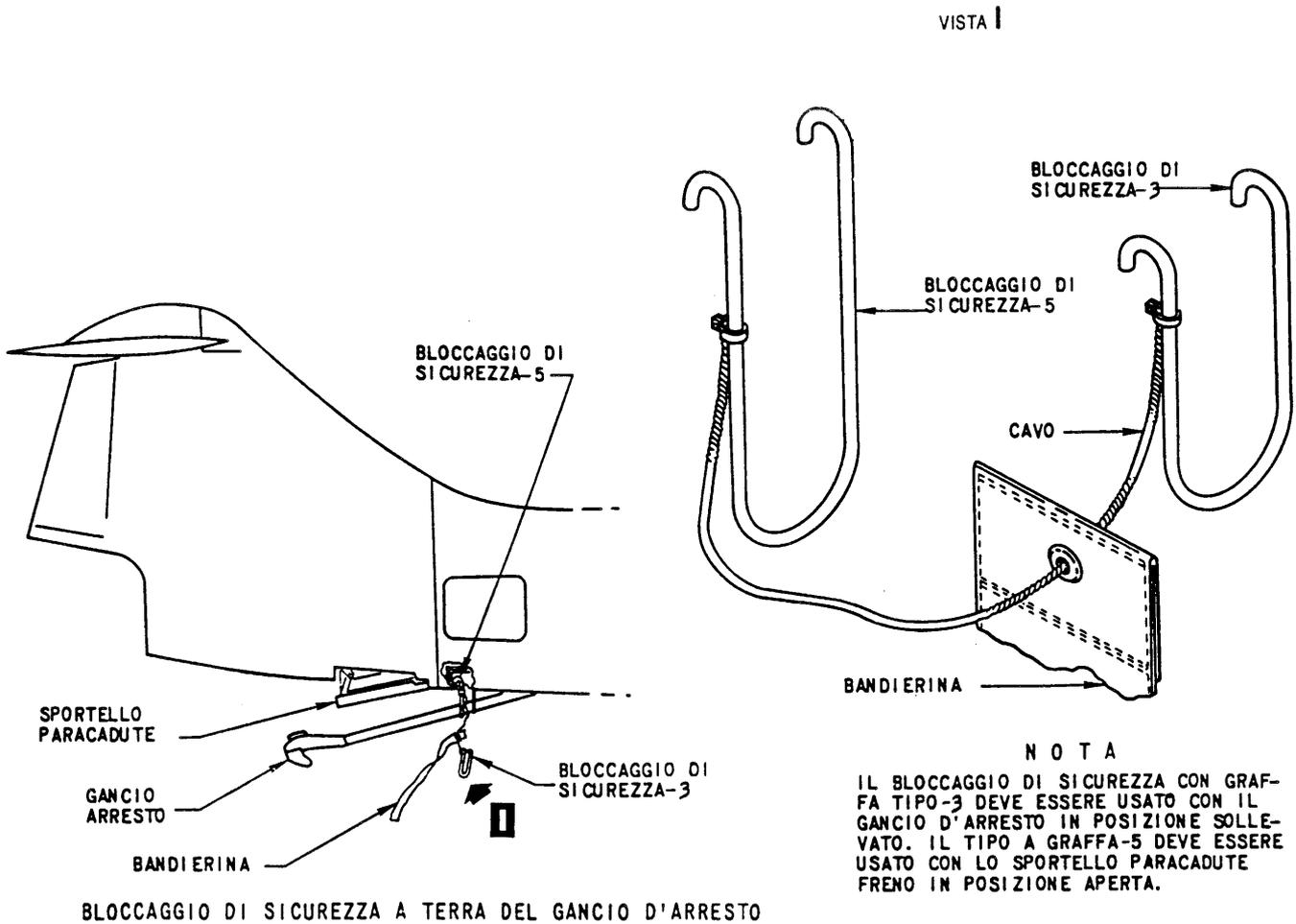
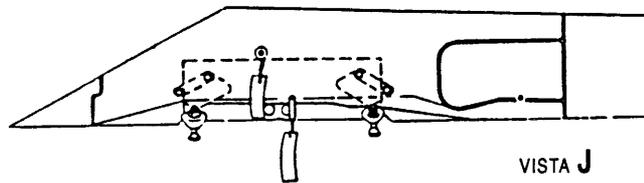
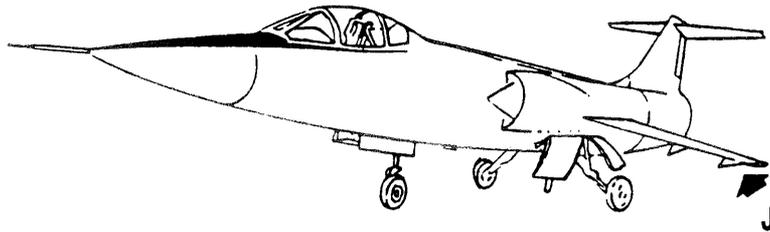


Fig. 1-10. Spine e bloccaggi di sicurezza (foglio 3 di 8).



TRAVETTO BL104 CON GANCIO
CARICHI ESTERNI MAU-50/A

Fig. 1-10. Spine e bloccaggi di sicurezza (foglio 4 di 8).

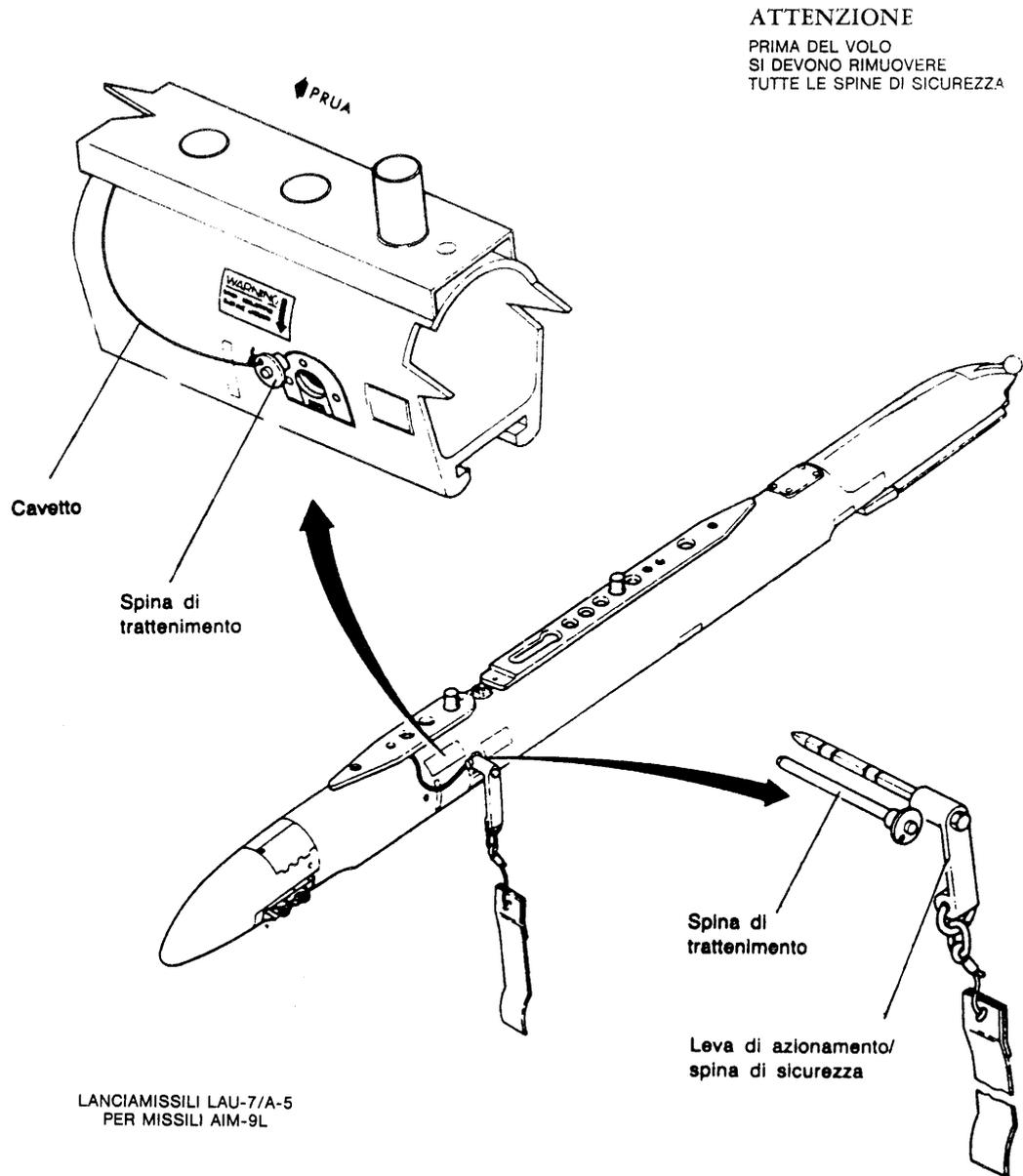
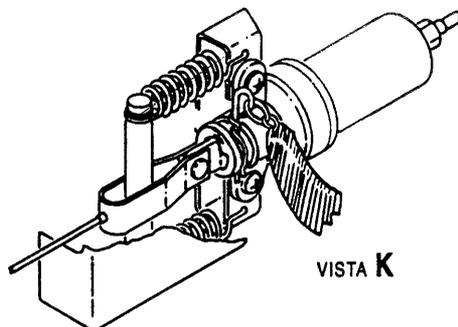


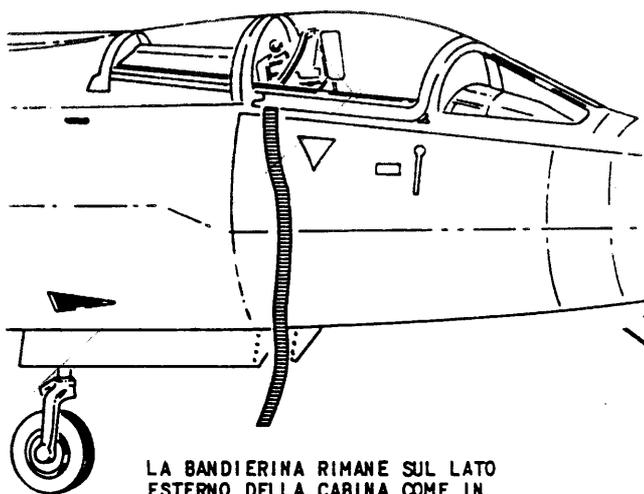
Fig. 1-10. Spine e bloccaggi di sicurezza (foglio 5 di 8).

ATTENZIONE

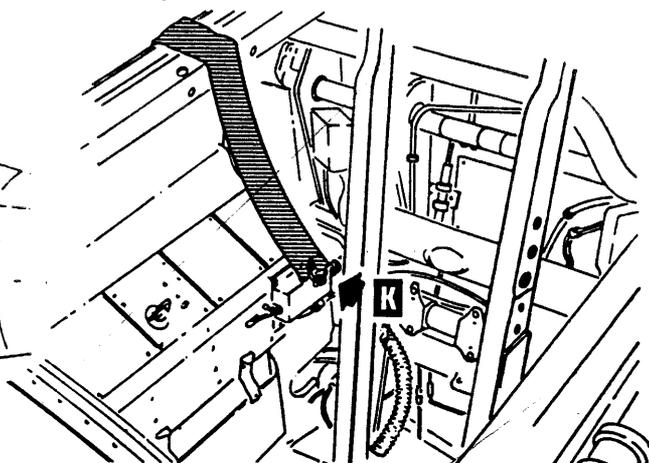
LE SPINE DI SICUREZZA DEVONO SEMPRE ESSERE INSTALLATE QUANDO IL VELLIVOLO E' A TERRA, A MENO CHE SPECIFICHE OPERAZIONI DI MANUTENZIONE NE RICHIEDANO LA RIMOZIONE. INOLTRE DURANTE LAVORI DI MANUTENZIONE IN CABINA, LA SPINA DI SICUREZZA SULL'INIZIATORE TETTUCIO M27 (T25) VA SEMPRE INSTALLATA, OPPURE, LA TUBAZIONE FLESSIBILE DELL'INIZIATORE VA SCOLLEGATA.



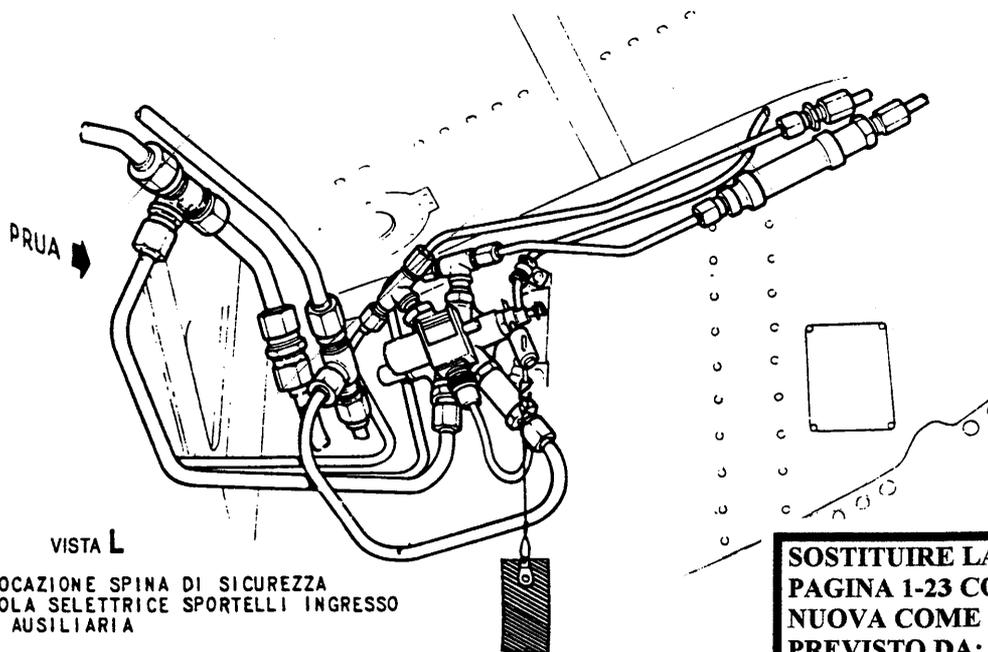
VISTA K



LA BANDIERINA RIMANE SUL LATO ESTERNO DELLA CABINA COME IN FIGURA ANCHE NEL CASO DI VELLIVOLI PARCHEGGIATI CON TETTUCIO ABBASSATO E BLOCCATO



SPINA DI SICUREZZA DELL'INIZIATORE M27 (T25) DEL SISTEMA SECONDARIO DI EIEZIONE TETTUCIO



VISTA L

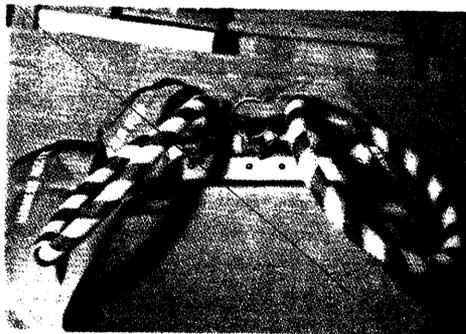
DISLOCAZIONE SPINA DI SICUREZZA VALVOLA SELETTTRICE SPORTELLI INGRESSO ARIA AUSILIARIA

**SOSTITUIRE LA
PAGINA 1-23 CON LA
NUOVA COME
PREVISTO DA:
AER.1F-104S/ASAM-2-
1-02SO DEL 01/03/1999**

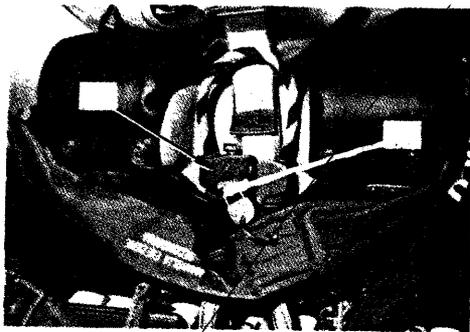
Fig. 1-10. Spine e bloccaggi di sicurezza (foglio 6 di 8).

ATTENZIONE

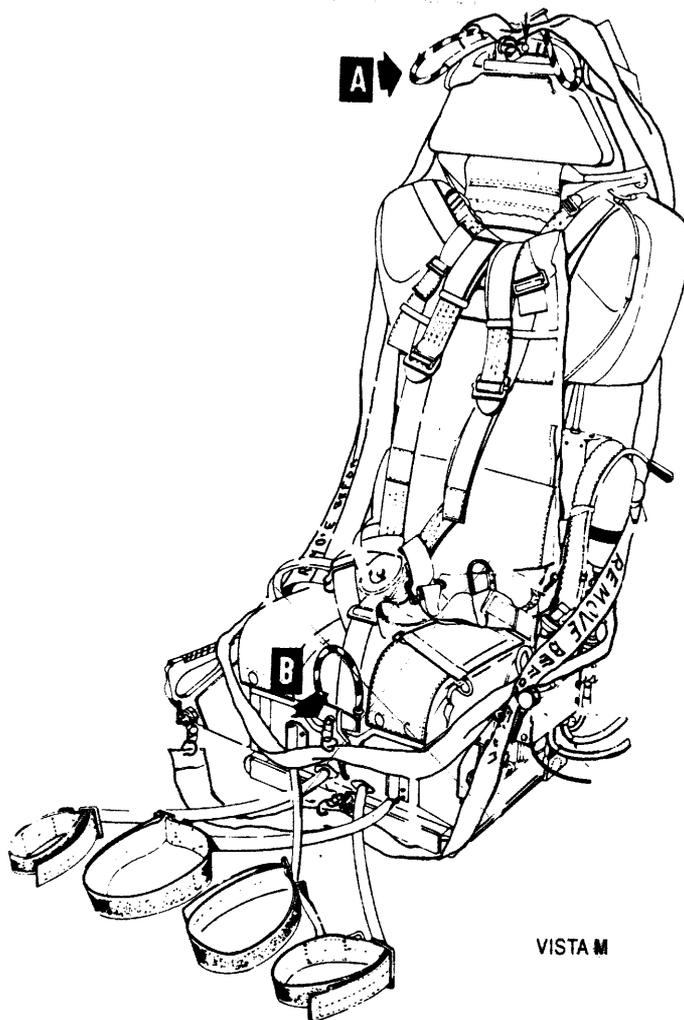
QUANDO IL VELIVOLO È PARCHEGGIATO, SUL SEGGIOLINO DEVONO ESSERE INSTALLATE LE PRESCRITTE SPINE DI SICUREZZA. LA MANUTENZIONE DEL SEGGIOLINO DEVE ESSERE EFFETTUATA ESCLUSIVAMENTE DA PERSONALE QUALIFICATO. L'ESTRAZIONE ACCIDENTALE DELLE MANIGLIE D'IEIEZIONE PUÒ ESSERE CAUSA PER IL PERSONALE DI FERITE MORTALI.



PARTICOLARE A



PARTICOLARE B



VISTA M

LEGENDA

- 1 SPINA DI SICUREZZA MANIGLIA PRINCIPALE D'IEIEZIONE.
- 2 SPINA DI SICUREZZA INIZIATORE PACCO RAZZI.
- 3 SPINA DI SICUREZZA MANIGLIA IEIEZIONE D'EMERGENZA.

NOTA

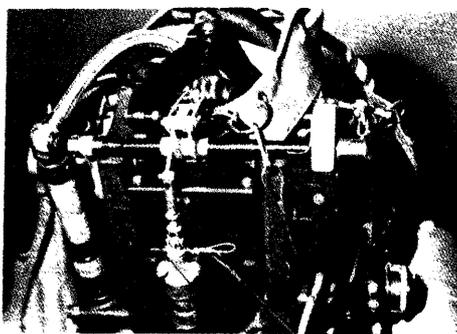
QUESTE SPINE SI SICUREZZA DEVONO ESSERE USATE, IN AGGIUNTA ALLE ALTRE SPINE, QUANDO SUL VELIVOLO VENGONO EFFETTUATE DELLE OPERAZIONI DI MANUTENZIONE DI ENTITÀ SUPERIORE ALLE NORMALI OPERAZIONI DI PREVOLO E POSTVOLO.

SOSTITUIRE LA PAGINA 1-24 CON LA NUOVA COME PREVISTO DA: AER.1F-104S/ASAM-2-1-02SO DEL 01/03/1999

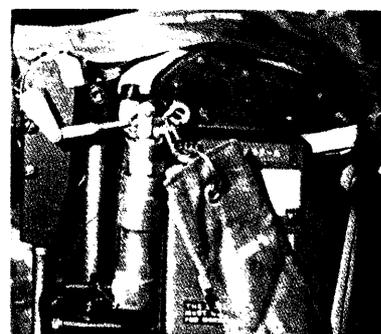
Fig. 1-10. Spine e bloccaggi di sicurezza (foglio 7 di 8).



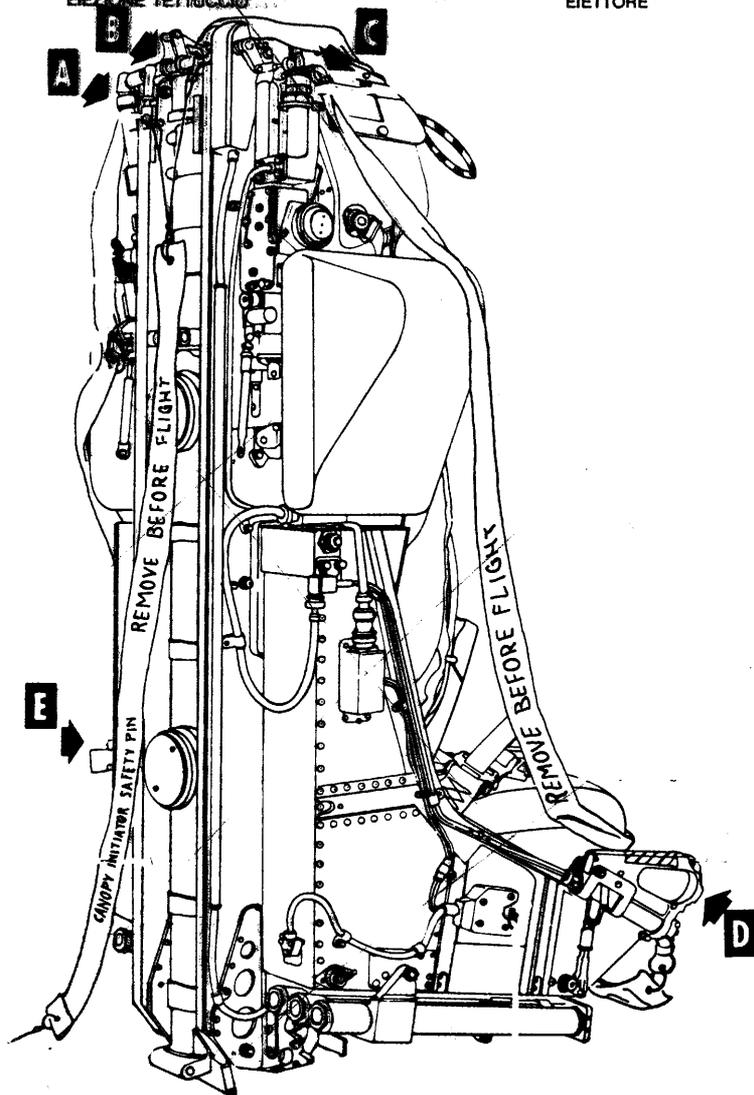
PARTICOLARE A
SPINA DI SICUREZZA INIZIATORE
EIEZIONE TETRUCCIO



PARTICOLARE B
SPINA DI SICUREZZA CANNONE
EIEITTORE



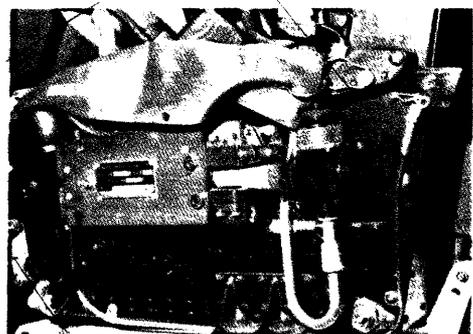
PARTICOLARE C
SPINA DI SICUREZZA INIZIATORE
GRUPPO RETRAZIONE BRETTELLE



VISTA M



PARTICOLARE D
SPINA DI SICUREZZA DELLE MANIGLIE
DI SVINCOLO MANUALE E INNESCO
DISPOSITIVO A CESOIA



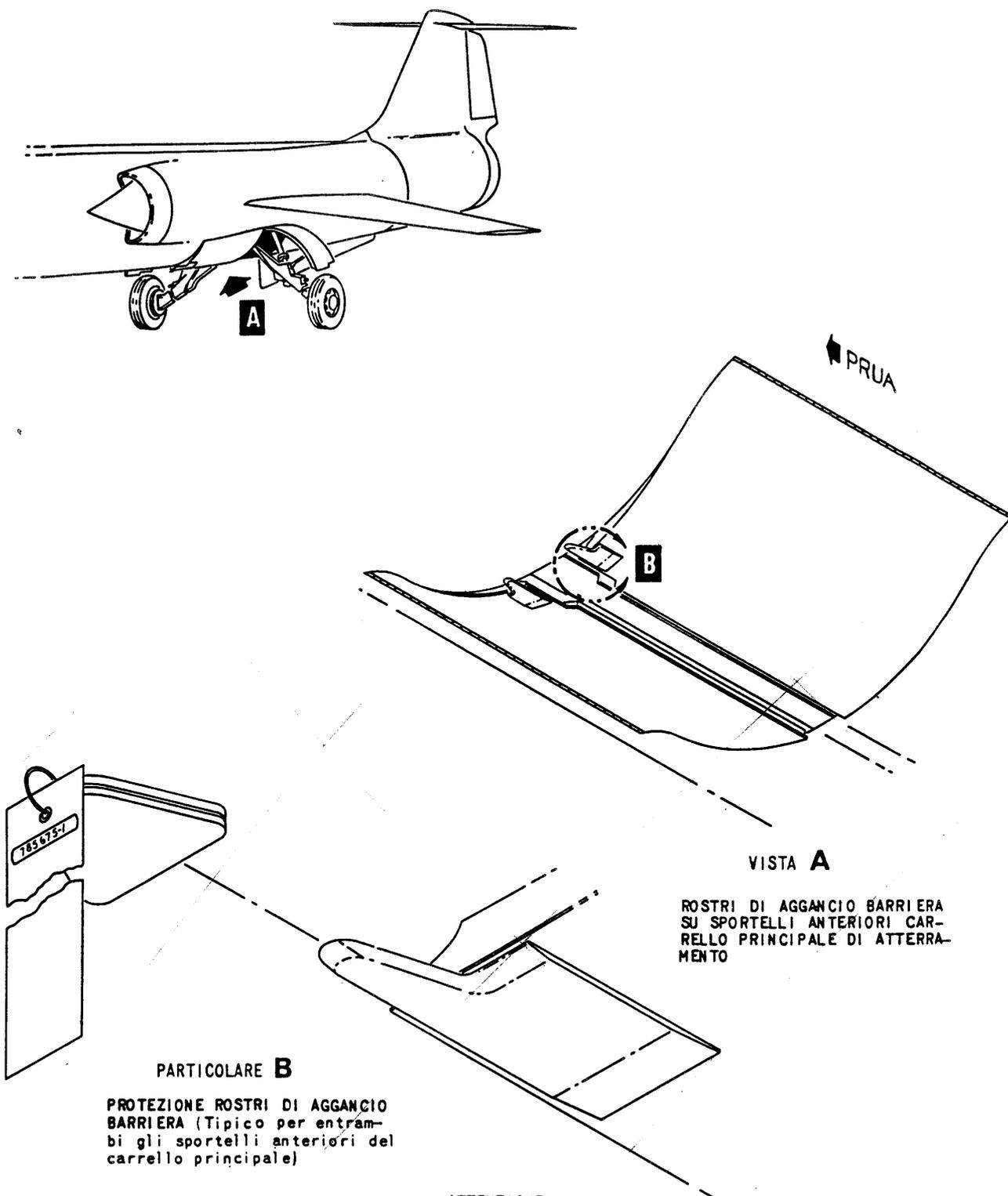
PARTICOLARE E
SPINA DI SICUREZZA CANNONCINO
ESTRATTORE

**SOSTITUIRE LA
PAGINA 1-25 CON LA
NUOVA COME
PREVISTO DA:
AER.1F-104S/ASAM-2-
1-02SO DEL 01/03/1999**

NOTA

QUESTE SPINE DI SICUREZZA DEVONO ESSERE USATE, IN AGGIUNTA ALLE ALTRE SPINE, QUANTO SUL VELIVOLO VENGONO EFFETTUATE DELLE OPERAZIONI DI MANUTENZIONE DI ENTITÀ SUPERIORE ALLE NORMALI OPERAZIONI DI PREVOLO E POSTVOLO.

Fig. 1-10. Spine e bloccaggi di sicurezza (foglio 8 di 8).



**SOSTITUIRE LA
PAGINA 1-26 CON LA
NUOVA COME
PREVISTO DA:
AER.1F-104S/ASAM-2-
1-02SO DEL 01/03/1999**

I ROSTRI AGGANCIO BARRIERA SONO AFFILATI. PERTANTO, LE PROTEZIONI DEVONO ESSERE MONTATE OGNI VOLTA CHE IL VELIVOLO E' PARCHEGGIATO PER IMPEDIRE DANNI AL PERSONALE. ESSE DEVONO ESSERE RIMOSSE PRIMA DEL VOLO.

Fig. 1-11. Protezioni dei rostri aggancio barriera.

1-44. FUNZIONAMENTO A TERRA

1-45. SEGNALI A MANO. Durante il funzionamento e movimento del velivolo al suolo sono richieste le segnalazioni a mano riportate nel manuale AER. 1F-104S/ASAM-2-2.

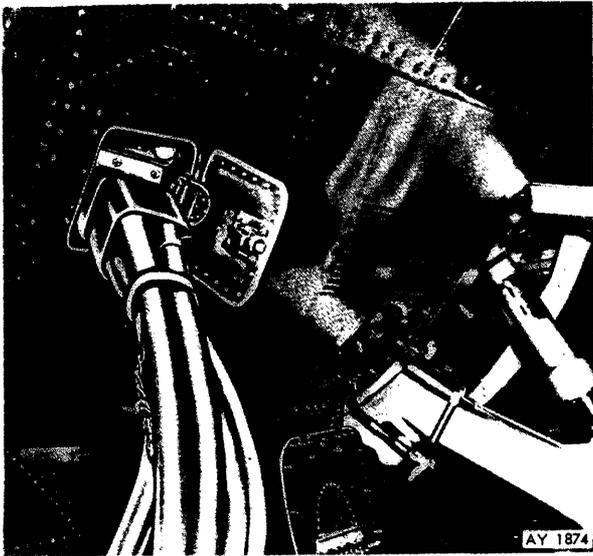
1-46. INTERRUPTORI AUTOMATICI. Gli interruttori automatici del velivolo hanno lo scopo principale di funzionare come dispositivi di sicurezza dei cir-

cuiti elettrici. L'azionamento a mano degli interruttori automatici del tipo ad estrazione ed inserimento, deve essere ridotto al minimo indispensabile.

1-47. ALIMENTAZIONE ELETTRICA ESTERNA (vedere fig. 1-12). L'energia elettrica esterna viene collegata al velivolo attraverso una presa ubicata sul lato destro di fusoliera sotto il bordo di uscita della semiala. Per conoscere gli interruttori automatici che devono essere inseriti per alimentare le varie barre vedere tabella 1-1.

Tabella 1-1. Interruttori automatici per il collegamento di energia alle varie barre.

BARRE DI ALIMENTAZIONE	PRESA ESTERNA	CENTRALINA C.A.											SCATOLA DI GIUNZIONE					
	Carrellino alim. elettr. esterna collegato e pulsante EXT PWR RESET premuto	EXT PWR SENSOR	XP1 SENSING	XP4 PWR SUPPLY/XP2 TEST	COCKPIT EMERG	COCKPIT AC BUS	DISTR. VAR. FREQ.	DISTR. PRIM. FF. PWR ØB	DISTR. PRIM. FF. PWR ØC	INSTR. PWR	SEC. FIX. FREQ. PWR ØA	SEC. FIX. FREQ. PWR ØB	DC PWR VAR. FREQ.	EMERG. DC PWR/XP4 TEST	COCKPIT EMERG. BUS	COCKPIT PWR DC	BATTERY N. 1	BATTERY N. 2
XP1	X	X	X															
XP2	X	X	X															
XP2A	X	X	X				X											
XP2B	X	X	X			X												
XP3	X	X	X															
XP4	X	X	X	X														
XP4A	X	X	X	X	X													
XP5	X	X	X	X														
XP5A	X	X	X	X				X										
XP5B	X	X	X	X														
XP5C	X	X	X	X					X									
XP6	X	X	X	X						X								
XP7	X	X	X	X														
XP7A	X	X	X	X							X							
XP7B	X	X	X	X								X						
PP1	X	X	X										X					
PP1A	X	X	X										X			X		
PP2	X	X	X										X					
PP2A	X	X	X										X		X			
PP3	X	X	X										X					
PP4	X	X	X	X										X			X	
PP5	X	X	X	X										X				X



PRESA ESTERNA COLLEGATA

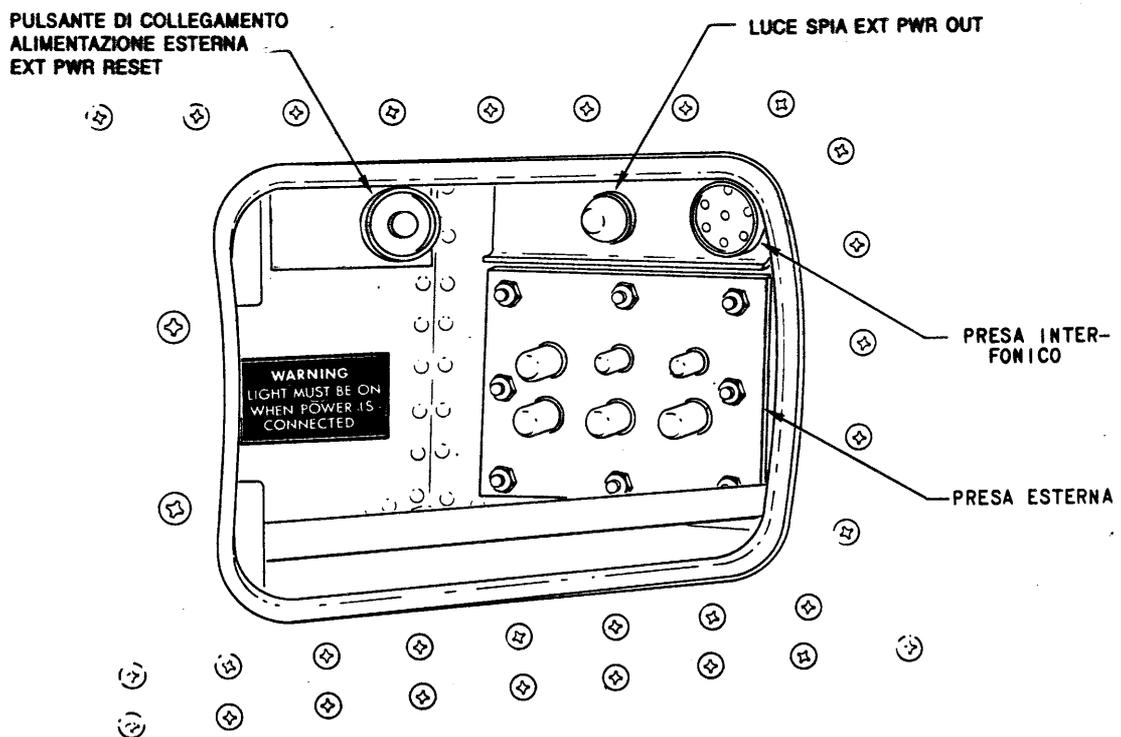


Fig. 1-12. Collegamento alimentazione elettrica esterna.

ATTENZIONE

- Per limitare la possibilità di danni al personale prodotti da radiazioni dovute alle microonde radar assicurarsi, prima di applicare corrente alla presa esterna del velivolo, che il commutatore MODE SELECT sul quadretto comando radar sia in posizione OFF.
- Quando l'impianto elettrico del velivolo è alimentato sono presenti in vari punti valori di tensione altamente pericolosi.
- Per prevenire la possibilità di sgancio dei carichi esterni controllare che, se non è specificatamente richiesto per particolari prove, gli interruttori automatici EXT TANK AUTO DROP, EXT EMER RELEASE, WEAPON ARMING, EXT STORES RELEASE siano disinseriti.

AVVERTENZA

- Prima di collegare energia al velivolo assicurarsi che il gruppo di alimentazione esterna sia di tipo adatto per l'impiego e che la tensione di uscita sia regolabile tra 108 e 121 V c.a. (tra fase e neutro).
- Se il gruppo di alimentazione esterna è collegato al velivolo ed il turbogetto non è in moto, alcuni apparati elettronici possono danneggiarsi seriamente se non è applicato ai medesimi un opportuno flusso di aria refrigerante; per questo motivo, prima di inserire l'energia esterna, assicurarsi che sia inviata aria di raffreddamento al comparto elettronico ed al vano radar di prua, oppure che gli interruttori automatici relativi agli apparati che necessitano di raffreddamento siano disinseriti (fare riferimento ai manuali di manutenzione applicabili circa le necessità di raffreddamento dei vari apparati elettronici).
- L'aria di raffreddamento deve rimanere applicata per 15 minuti dopo che sono stati disinseriti gli impianti elettronici.
- Controllare il rifornimento di combustibile nei carrellini di alimentazione elettrica e di raffreddamento, se necessario effettuare il rifornimento degli stessi.
- Il gruppo di alimentazione elettrica esterna ed il velivolo devono essere connessi a massa prima di essere collegati tra loro. Se dopo aver premuto il pulsante EXT PWR RESET la luce spia EXT PWR OUT non si spegne, significa che esistono anomalie nei parametri di tensione, frequenza e sequenza fasi dell'alimentazione esterna; fermare immediatamente il

motore del gruppo di alimentazione e scollegare quest'ultimo dal velivolo. Prima di ricollegare energia al velivolo localizzare il difetto e ripararlo. Per prevenire il surriscaldamento del pannello annunciatore quando l'alimentazione esterna è collegata al velivolo per un lungo periodo, disinserire l'interruttore automatico WARN LTS.

- Quando si fornisce alimentazione elettrica a terra per eseguire prove funzionali e/o operazioni di manutenzione, disinserire gli interruttori automatici AIR DATA CMPTR ed AIR DATA CMPTR DC, dislocati nella scatola di giunzione del comparto elettronico, per evitare il precoce logorio dell'AIR DATA COMPUTER (ADC). Limitare il funzionamento a terra dell'ADC esclusivamente durante le prove funzionali e/o eliminazione difetti e/o manutenzione dove ne venga specificatamente richiesto l'uso.
- Per la sicurezza a terra, verificare che, prima che sia fornita alimentazione elettrica, siano disinseriti gli interruttori automatici ARM CMPTR DC, ARM CMPTR, RADAR DC, ARREST HOOK e INLET DOORS, installati nella scatola di giunzione.

021 (F-104S/ASAM) 2-1-03 So 1-1-99

Nota

- Quando l'energia elettrica esterna è applicata al velivolo mentre non è richiesto il funzionamento dell'impianto radar, è necessario disinserire gli interruttori automatici RADAR DEHYDRATOR e RADAR DC onde disattivare il funzionamento dell'impianto di raffreddamento radar. I due interruttori automatici devono essere però reinseriti dopo che l'alimentazione esterna è stata scollegata dal velivolo onde evitare che il radar possa funzionare in seguito senza essiccatore e ventilatore di raffreddamento.
- Per prevenire il danneggiamento dell'apparato riscaldatore incorporato nel paravento sinistro controllare, prima di applicare energia esterna al velivolo, che l'interruttore automatico WINDSHIELD DEFOG posto sul quadretto interruttori automatici del pannello laterale destro sia disinserito.
- Collegando il gruppo di alimentazione esterna alla presa del velivolo e inserendo l'interruttore automatico EXT PWR SENSOR si fornisce energia al GCU1 e si accende la luce spia EXT PWR OUT posta nel vano presa esterna. Quando si preme il pulsante EXT PWR RESET posto nello stesso vano, la luce spia EXT PWR OUT si spegne e vengono alimentate tutte le barre velivolo i cui interruttori automatici sono stati inseriti (vedere tabella 1-1).

021 (F-104S/ASAM) 2-1-03 So 1-1-99

(*) VARIARE IL PRIMO PUNTO COME PREVISTO DA: AER.1F-104S/ASAM-2-1-02SO DEL 01/03/1999

1-48. **ALIMENTAZIONE IDRAULICA ESTERNA.** Quando si usa un banco prova idraulico, occorre collegare e fare funzionare il banco come segue:

a. Verificare che il serbatoio del banco prova sia debitamente riempito.

1. I serbatoi dei banchi prova del tipo senza separatori d'aria devono essere riempiti almeno per metà, al fine di impedire che una quantità eccessiva d'aria sia introdotta nell'impianto.

2. I serbatoi dei banchi prova del tipo con separatore d'aria incorporato non devono essere riempiti più di 3/4 al fine di impedire che dell'olio passi attraverso la pompa a vuoto.

b. Spurgare il banco prova nel modo seguente:

1. Collegare le tubazioni di mandata e ritorno fra loro mediante un raccordo flessibile di cortocircuito.

2. Avviare il banco prova (operazioni e. ed f.) ed operare alla portata massima sino a quando non vi sia più indicazione di aria nel flussometro.

3. Arrestare il banco prova (operazione g.) e rimuovere il raccordo flessibile di cortocircuito.

c. Collegare le tubazioni di mandata e ritorno del banco prova alla valvola selettoria per prova a terra, sul portellone idraulico.

d. Disporre la valvola selettoria del banco prova su SYS N. 1, o SYS N. 2 oppure su BOTH secondo la necessità.

e. Chiudere la valvola di controllo portata del banco prova ed aprire la valvola di scarico o di cortocircuito.

f. Avviare e fare funzionare il banco prova in accordo con le istruzioni applicabili.

g. Arrestare il banco prova, riducendo prima pressione e portata.

h. Scollegare il banco prova dalla valvola selettoria per prova a terra. Chiudere immediatamente con i relativi tappi di protezione i raccordi della valvola

selettoria per prova a terra e le tubazioni di mandata e ritorno del banco prova.

i. Disporre la valvola selettoria per prova a terra su SYS N. 2 e frenare con filo di frenatura.

Nota

- I separatori aria/olio devono essere spurghi normalmente prima e dopo il volo e durante il funzionamento a terra dell'impianto idraulico, agendo sul pulsante delle valvole di spurgo dei separatori d'aria, poste sul pannello di rifornimento serbatoi. Durante l'operazione di spurgo, appena si preme il pulsante, l'olio residuo delle tubazioni di spurgo può fluire verso il velivolo, tuttavia subito dopo il flusso si inverte e l'olio residuo si scarica, seguito dall'aria. Quando l'aria cessa di fluire, rilasciare il pulsante.
- Dopo ciascuna operazione di spurgo, assicurarsi che la valvola si sia completamente assestata in posizione di chiusura.
- Quando si spurgano i separatori aria/olio dopo un funzionamento dell'impianto idraulico, si ottengono migliori risultati quando la pressione dell'impianto idraulico è scesa a circa 1000 psi. Tale valore di pressione è normalmente ottenuto entro un minuto dall'arresto del turbogetto. La riduzione della pressione diminuisce l'azione della pompa a getto ed elimina l'aspirazione iniziale. Inoltre, la pressione di ritorno più bassa elimina spruzzi e pulsazioni.

1-49. **ARIA ESTERNA DI RAFFREDDAMENTO** (vedere fig. 1-13). Quando le apparecchiature elettroniche sono alimentate elettricamente dall'esterno, è necessario aria esterna di raffreddamento per il comparto elettronico e l'impianto radar.

Tabella 1-2. **Attrezzatura di supporto a terra per l'alimentazione elettrica esterna, per l'impianto idraulico e l'aria di raffreddamento.**

N.	DENOMINAZIONE	P/N	ALTERNATO	USO E APPLICAZIONE
1	Gruppo di alimentazione elettrica esterna (motore Diesel)	51024M	-	Fornire energia elettrica al velivolo a terra.
2	Banco prova idraulico (motore a benzina)	AHT54G	26-1	Fornire pressione idraulica al velivolo.
3	Condizionatore d'aria (motore a benzina)	517600-11	-	Raffreddare le apparecchiature elettroniche durante il funzionamento a terra.
4	Adattatore per il raffreddamento a terra del comparto elettronico	790902-1	-	Collegare il condotto del condizionatore d'aria alla presa di raffreddamento del comparto elettronico quando lo sportello della centralina c.a. è aperto.
5	Adattatore per il raffreddamento a terra del comparto elettronico	787585-1	-	Collegare il condizionatore d'aria al comparto elettronico quando lo sportello della centralina è chiuso.
6	Adattatore per il condizionamento a terra abitacolo e radar.	787873-1	-	Collegare il condizionatore a terra all'abitacolo ed al vano radar.

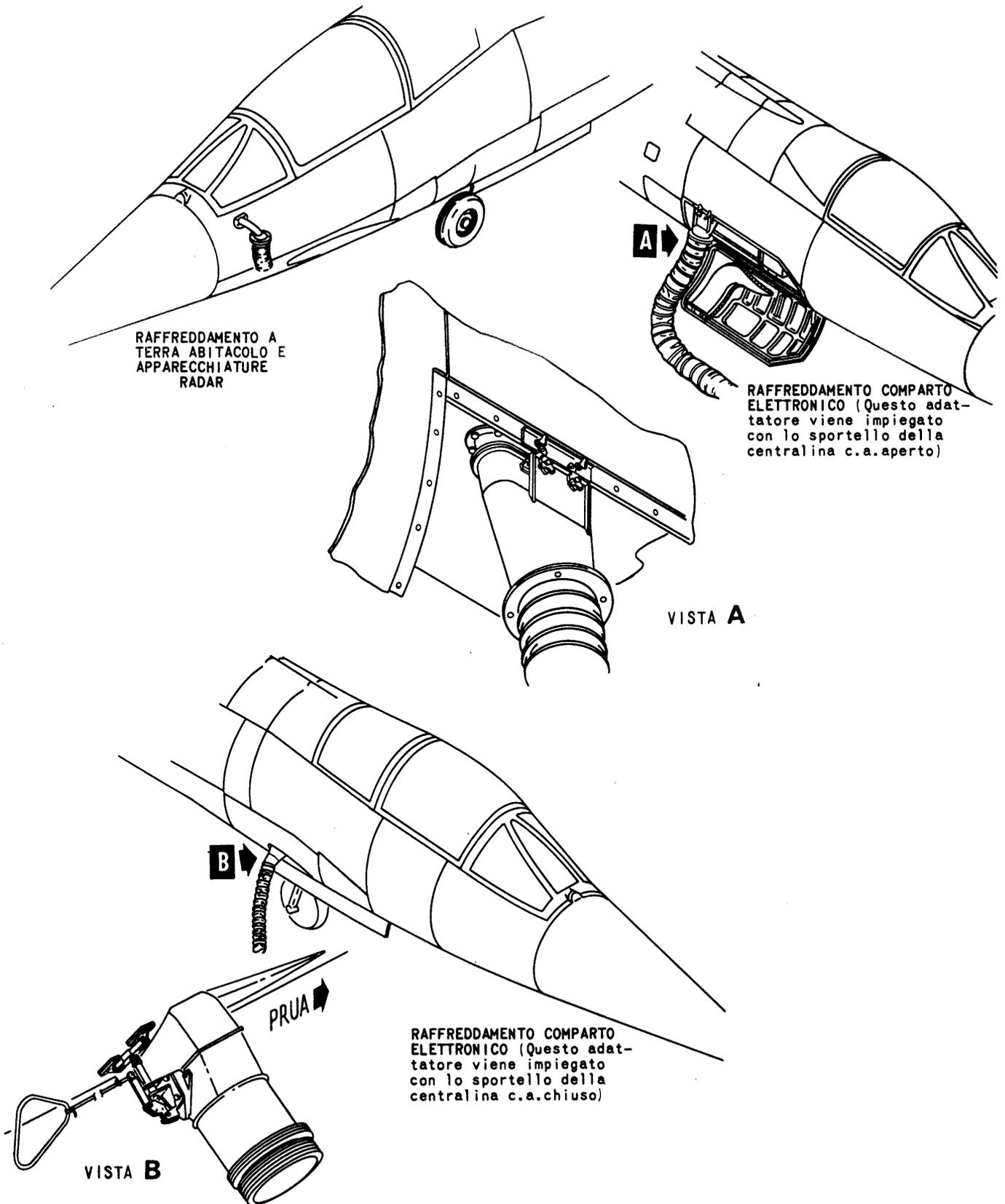


Fig. 1-13. Adattatori per raffreddamento a terra.

AVVERTENZA

- Un funzionamento anormale dell'alimentazione elettrica esterna o dell'aria di raffreddamento può danneggiare l'impianto elettronico.
- Quando il velivolo è sufficientemente sollevato da poter lasciare libero il microinterruttore di sicurezza terra-aria, la ventola di raffreddamento radar non entra in azione a meno che venga aperta la bocchetta di ventilazione pilota.

1-50. Con lo sportello della centralina c.a. chiuso, il raffreddamento del comparto elettronico è effettuato mediante un gruppo di raffreddamento esterno collegato al velivolo tramite l'adattatore P/N 787585-1. L'adattatore è connesso alla presa aria di raffreddamento, posta sullo sportello lato destro del velivolo.

1-51. Con lo sportello della centralina c.a. aperto, il raffreddamento del comparto elettronico è effettuato mediante un gruppo di raffreddamento esterno, collegato al velivolo, tramite l'adattatore P/N790902-1. L'adattatore è connesso al condotto della presa aria di raffreddamento, posto nella centralina a c.a.

1-52. Gli adattatori usati per il raffreddamento del comparto elettronico sono dotati di un gancio a scollamento rapido, che permette di continuare il raffreddamento fino a che il turbogetto non è avviato.

1-53. Il raffreddamento dell'abitacolo e degli apparati radar del comparto di prua è effettuato in modo analogo. Per il collegamento è usato l'adattatore P/N 787873-1 che è montato al posto del pannello di accesso 200 (sotto al parabrezza sinistro).

1-54. **RAFFREDDAMENTO A TERRA DEGLI APPARATI RADAR DI PRUA.** Se la temperatura ambiente supera 70 °F (21 °C) (all'ombra), per fornire un sufficiente raffreddamento all'apparato radar di prua occorre che il tettuccio della cabina sia chiuso, sbloccato e riparato dal sole; inoltre occorre inviare aria refrigerante attraverso la connessione cabina. Al di sotto di 70 °F (21 °C) il tettuccio deve essere aperto, il parasole sul tettuccio è opzionale ed il raffreddamento non è necessario, poiché è sufficiente il ventilatore del velivolo, situato nel regolatore di pressione cabina.

AVVERTENZA

- Quando si deve porre in funzione un apparato elettronico a terra, è necessario osservare le norme per il raffreddamento,

al fine di evitare danni per surriscaldamento. L'aria di raffreddamento deve essere erogata prima che sia messo in funzione l'apparato stesso.

- Accertarsi periodicamente che l'apparato sia appropriatamente raffreddato durante le prove funzionali, l'eliminazione dei difetti, le regolazioni od altre operazioni.

1-55. **RAFFREDDAMENTO A TERRA DEL COMPARTO ELETTRONICO.** Se la temperatura ambiente è maggiore di 70 °F (21°C) il comparto elettronico deve essere al riparo dal sole; se invece la temperatura è minore di 70 °F (21 °C), il parasole è opzionale. Quando la temperatura è inferiore a 105 °F (41 °C) il comparto elettronico deve essere raffreddato con un ventilatore che soffia aria ambiente. Oltre 105 °F (41 °C), deve essere usata aria raffreddata.

1-56. **CONDENSAZIONE DEL VAPORE D'ACQUA A TERRA.** Quando il punto di condensazione dell'aria ambiente (cioè la temperatura alla quale il vapore d'acqua si condensa separandosi dall'aria) è a una temperatura superiore a quella dell'aria di raffreddamento fornita dal carrello a terra, il vapore d'acqua si può condensare sulle superfici degli apparati elettronici. Nel caso si sia condensata acqua nel comparto elettronico, essa può essere eliminata facendo funzionare il carrello a terra su BLOWER ONLY per almeno 20 minuti; l'acqua, se non viene rimossa, può determinare il cattivo funzionamento degli apparati elettronici, o provocare degli inconvenienti. Per prevenire la condensazione di acqua, è necessaria una buona manutenzione. Se un velivolo viene lasciato in ambiente nel quale è facile la condensazione di acqua, deve essere completamente e periodicamente spurgato; inoltre, dovrà essere spurgato nuovamente, prima di alimentare gli apparati elettronici.

1-57. **IMPIEGO DEI VELIVOLI A VALORI ESTREMI DI TEMPERATURA.** Le procedure di manutenzione e di impiego a terra dei velivoli che operano in regioni artiche e desertiche (e quindi soggetti a condizioni estreme di clima e di temperatura) sono di tipo particolare. Per tali procedure fare riferimento al manuale AER.1F- 104S/ASAM-2-2.

1-58. VALORI DI COPPIA DI SERRAGGIO

1-59. **VALORI STANDARD DI COPPIA DI SERRAGGIO.** Nella tabella 1-3 sono indicati i valori massimi e minimi di coppia di serraggio per i bulloni standard impiegando dadi di vario tipo.

1-60. **VALORI SPECIALI DI COPPIA DI SERRAGGIO.** In alcuni casi i valori standard di coppia di serraggio non sono applicabili. Questi casi sono indicati nelle procedure particolari di manutenzione.

Tabella 1-3. Valori della coppia di serraggio per bulloni standard.

COPPIE DI SERRAGGIO (IN LBS) PER BULLONI (CARICO DI ROTTURA 125000 PSI E SUPERIORI) COI DADI AUTO-BLOCCANTI O A CORONA IN ACCIAIO LEGATO					
SERIE A FILETTATURA FINE			SERIE A FILETTATURA COMUNE		
DIMENSIONE DELLA VITE	DADO STANDARD	DADO BASSO	DIMENSIONE DELLA VITE	DADO STANDARD	DADO BASSO
—	—	—	8-32	12 + 15	7 + 9
10-32	25 + 40	12 + 15	10-24	20 + 25	12 + 15
1/4-28	70 + 100	30 + 40	1/4-20	40 + 50	25 + 30
5/16-24	140 + 225	60 + 85	5/16-18	80 + 90	48 + 55
3/8-24	190 + 390	95 + 110	3/8-16	160 + 185	95 + 110
7/16-20	450 + 500	270 + 300	7/16-14	235 + 255	140 + 155
1/2-20	480 + 690	290 + 410	1/2-13	400 + 480	240 + 290
9/16-18	800 + 1000	480 + 600	9/16-12	500 + 700	300 + 420
5/8-18	1100 + 1300	660 + 780	5/8-11	700 + 900	420 + 540
3/4-16	2300 + 2500	1300 + 1500	3/4-10	1150 + 1600	700 + 950
7/8-14	2500 + 3000	1500 + 1800	7/8-9	2200 + 3000	1300 + 1800
1-14	3700 + 5500	2200 + 3300	1-8	3700 + 5000	2200 + 3000
1 1/8-12	5000 + 7000	3000 + 4200	1 1/8-8	5500 + 6500	3300 + 4000
1 1/4-12	9000 + 11000	5400 + 6000	1 1/4-8	6500 + 8000	4000 + 5000

1-61. APPLICAZIONI DELLA COPPIA DI SERRAGGIO. Quando nelle varie procedure è specificato di applicare una certa coppia di serraggio, è importante che i dadi interessati siano accuratamente serrati al valore di coppia specificato, usando una chiave torsionometrica adatta e tarata.

1-62. Assicurarsi che le parti siano accoppiate in modo corretto, quindi avvitarle i dadi su posizioni alterne. Infine, chiudere gradualmente a fondo i dadi, sino ad ottenere la coppia di serraggio prescritta.

AVVERTENZA

Durante l'assestamento dei particolari da collegare non superare i valori massimi di coppia altrimenti ne può derivare una sovrasollecitazione, che può causare distorsioni. Non serrare i dadi al valore di coppia prescritta durante il primo serraggio; questa azione porta ad una tensione non distribuita ed a sovrasollecitazione dei particolari.

Nota

Per le rondelle a lento assestamento, è necessario mantenere il valore di coppia applicato alcuni istanti allo scopo di ottenere valori di coppia corretti.

1-63. Quando si usano dadi a corona o rondelle con aletta di bloccaggio, occorre serrare al minimo del valore indicato, quindi serrare ulteriormente fino ad ottenere la posizione conveniente per il bloccaggio. Se questa posizione non può essere raggiunta senza superare il massimo valore di coppia, si devono usare rondelle, dadi o viti differenti in modo da ottenere il valore corretto.

1-64. Possibilmente, la coppia deve essere applicata al dado, piuttosto che alla vite. Se la coppia deve essere applicata alla vite questa deve essere serrata al valore massimo indicato nella tabella 1-3.

1-65. Quando si applica una coppia di serraggio ad una serie di bulloni su una flangia o in una zona delimitata, occorre selezionare un valore nominale entro il campo di valori di coppia ammessa e serrare tutti i bulloni, in sequenza, a quel valore. Si raccomanda questo sistema altrimenti è possibile serrare i vari bulloni a valori differenti, anche se compresi nel campo di tolleranza, con possibilità di creare un montaggio non corretto.

1-66. Ad esempio, se alcuni bulloni di una serie vengono chiusi ad un valore minimo e gli altri ad un valore massimo, si aumenta il pericolo che i bulloni si trancino nelle normali condizioni di sollecitazione alle quali è soggetto il particolare. Questo pericolo esiste perchè lo sforzo, che deve essere distribuito in modo uguale tra i bulloni della stessa serie, viene invece concentrato sui bulloni serrati ad una coppia più alta.

AVVERTENZA

Quando determinati particolari sono stati raffreddati o riscaldati durante la fase di installazione, non serrare i dadi o i bulloni sino a quando il particolare non è ritornato alla temperatura ambiente. Se il particolare è stato riscaldato, gli organi di fissaggio si possono allentare quando il particolare si raffredda. Se il particolare è stato raffreddato, gli organi di fissaggio possono essere sovrassollecitati quando il particolare si espande.

1-67. **CHIAVI TORSIOMETRICHE.** Per serrare i dadi al valore di coppia prescritto, usare delle chiavi torsiometriche del tipo più adatto al particolare impiego. Nella tabella 1-4 viene fornita una guida per stabilire il tipo di chiave (valore di fondo scala) in funzione delle coppie da applicare, con relativi valori ammessi di tolleranza massima della chiave. Usare adattatori e/o attrezzi di impiego generale solo se assolutamente indispensabile e non usare una chiave che sia troppo grossa rispetto all'impiego previsto. Quando si usa una chiave torsiometrica del tipo a quadrante, applicare il carico gradualmente sino a raggiungere il valore di coppia desiderato. Quando si usa una chiave torsiometrica pretarata (del tipo a scatto) serrare gradualmente sino a quando nella chiave si percepisce lo scatto di indicazione; non si deve ulteriormente forzare la chiave.

1-68. **PROLUNGHE.** Quando si usa una prolunga con una chiave torsiometrica, la lunghezza effettiva della chiave varia. Con la prolunga, la coppia indicata dalla chiave (coppia che appare sul quadrante o sull'indicatore della chiave) differisce dal valore effettivo della coppia applicata al dado o bullone. Quindi, quando si usa una prolunga, la chiave deve essere tarata in modo da compensare l'aumento o la diminuzione della coppia effettiva, rispetto alla coppia indicata. Per il calcolo della corretta taratura della chiave, usare le formule seguenti:

$$T = x \frac{(L \pm E)}{L} \text{ di cui } x = \frac{T}{\frac{L \pm E}{L}}$$

T = coppia effettiva (desiderata).

x = coppia apparente (indicata).

L = lunghezza effettiva del braccio della leva (chiave torsiometrica).

E = lunghezza effettiva della prolunga (chiave a stella).

Ad esempio:

T = 265 in lbs.

x = incognita.

L = 8-7/16 inch.

E = 1-1/2 inch.

$$245 = x \left(\frac{8,44 + 1,5}{8,44} \right) \text{ quindi } x = \frac{265}{\frac{8,44 + 1,5}{8,44}}$$

$$x = \frac{265}{\frac{9,94}{8,44}} = \frac{265}{1,18}$$

$$x = 225 \text{ in lbs}$$

1-69. **MISURA DELLA CHIAVE TORSIOMETRICA** (vedere fig. 1-14). L'addizione o la sottrazione della lunghezza effettiva della prolunga (E) dipende dalla posizione della prolunga sulla chiave. Quando la prolunga è orientata nella stessa direzione della chiave, si deve aggiungere la lunghezza effettiva della prolunga a quella della chiave (L + E). Quando la prolunga è orientata verso l'impugnatura della chiave (nel senso di accorciarne la lunghezza), occorre sottrarre la lunghezza effettiva della prolunga da quella della chiave (L - E). Quando la prolunga è ad angolo retto rispetto alla chiave, la lunghezza effettiva non cambia, e pertanto nessun altro valore deve essere calcolato. La lunghezza effettiva di una chiave torsiometrica è una variabile e per ciascun tipo di chiave deve essere usata una figura diversa. Questa figura si può trovare nelle pubblicazioni che trattano le chiavi torsiometriche. La lunghezza effettiva di una chiave a stella può essere determinata misurando la distanza tra il centro dell'apertura della presa ed il centro dell'apertura della chiave.

1-70. FRENATURE

1-71. **GENERALITÀ.** Le norme che seguono sono applicabili a tutti i bulloni sul velivolo (vedere fig. 1-15).

a. Usare solamente filo per frenatura in acciaio resistente alla corrosione (diametro minimo 0,032 inch) Spec. QQ-W-423, salvo altrimenti specificato.

Tabella 1-4. Scala e tolleranza delle chiavi torsiometriche.

COPPIA DA APPLICARE	VALORE DI FONDO SCALA DELLA CHIAVE TORSIOMETRICA	TOLLERANZA DELLA CHIAVE
da 0 a 25 inch lbs	30 inch lbs	± 1 inch lbs
da 25 a 140 inch lbs	150 inch lbs	± 5 inch lbs
da 130 a 150 inch lbs	600 inch lbs	± 20 inch lbs
da 30 a 140 feet lbs	150 feet lbs	± 5 feet lbs
da 140 a 240 feet lbs	250 feet lbs	± 10 feet lbs
da 240 a 1000 feet lbs	1000 feet lbs	± 20 feet lbs

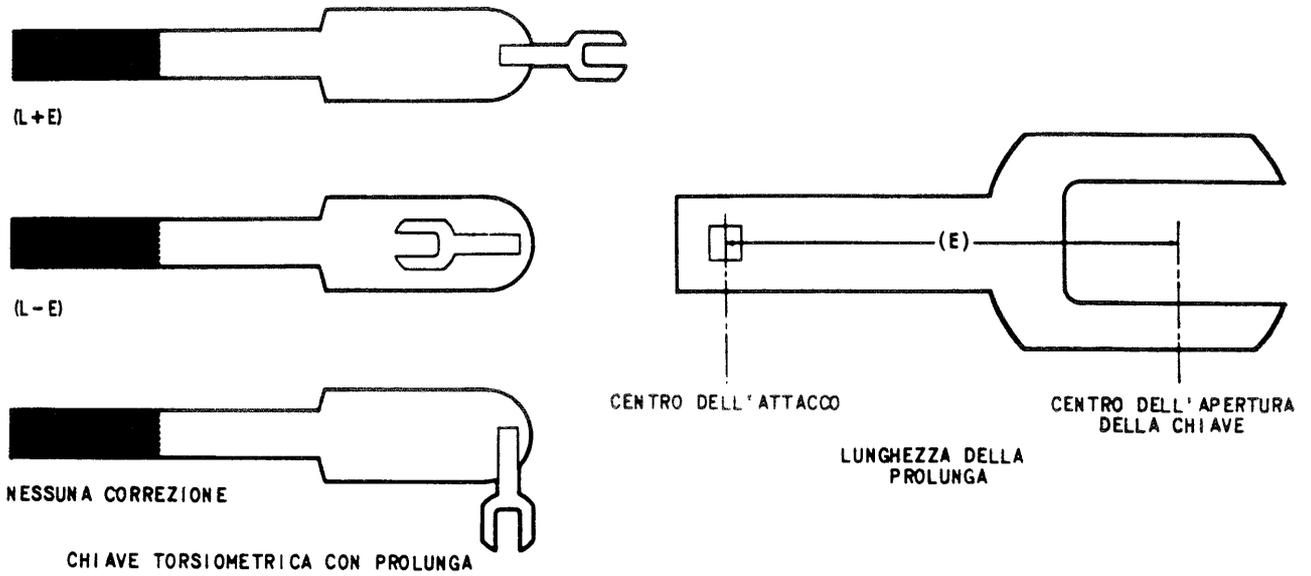
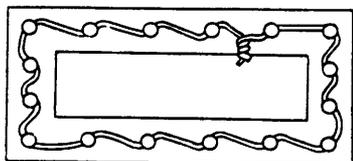
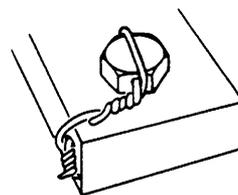


Fig. 1-14. Chiave torsiometrica e prolunga.

LE ILLUSTRAZIONI RAPPRESENTATE RIGUARDANO LE FILETTATURE DESTRE. LA FRENATURA PER FILETTATURE SINISTRE SI EFFETUA IN SENSO OPPOSTO.



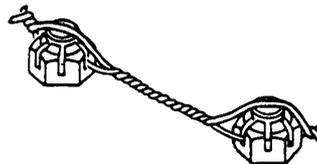
METODO DI FRENATURA A FILO UNICO PER PICCOLE VITI SITUATE IN ZONE CHIUSE A CONFIGURAZIONE GEOMETRICA



METODO A DOPPIO ATTORCIGLIAMENTO PER APPLICAZIONI AD UN SOLO ELEMENTO DI FISSAGGIO



METODO A FILO UNICO PER ANELLO ELASTICO ESTERNO



METODO A DOPPIO ATTORCIGLIAMENTO PER DADI A CORONA E PRIGIONIERI



METODO A DOPPIO ATTORCIGLIAMENTO PER APPLICAZIONI A ELEMENTI MULTIPLI DI FISSAGGIO

Fig. 1-15. Frenatura dei bulloni.

b. Quando si deve frenare una sola vite, procedere come indicato nella fig. 1-15. Il foro ricavato nella vicina struttura deve avere lo stesso diametro del foro ricavato nella testa della vite e deve trovarsi in una posizione che non invalidi la robustezza della struttura.

c. Quando una serie di viti deve essere frenata con filo, occorre frenarla a coppie oppure a tre per volta, ma mai più di tre viti in una volta sola, come indicato nella fig. 1-15.

d. Frenare le viti in modo tale che il filo di frenatura sia teso quando le viti tendono ad allentarsi. Torcere le estremità del filo e piegarle in modo che non sporgano.

1-72. REGISTRAZIONE DEI CAVI E FRENA-TURA TENDITORI

1-73. GENERALITÀ. I tenditori sono usati per effettuare la registrazione dei cavi degli impianti di comando alle tensioni prescritte. I tenditori consistono in terminali per cavi filettati alle due estremità, destra e sinistra, e collegati mediante un manicotto rotante. Quando il manicotto viene ruotato, i terminali sulle estremità dei cavi vengono tirati nel manicotto, eliminando così il lasco dei cavi. Per ottenere buoni risultati nella registrazione degli impianti di comando azionati con cavi, osservare quanto segue:

a. Registrare i tenditori in modo che, su ciascuna estremità del manicotto rotante venga interessata una pari quantità di parte filettata.

b. Un tenditore non deve essere tirato od allentato per più di due giri senza registrare anche il cavo opposto di una uguale quantità e direzione.

c. Quando è ottenuta la tensione prescritta dal cavo, sull'una e l'altra estremità del manicotto rotante del tenditore non devono essere esposti più di tre filetti.

d. Frenare i tenditori come indicato nella fig. 1-16.

1-74. IDENTIFICAZIONE DELLE TUBAZIONI

1-75. GENERALITÀ. Tutte le tubazioni rigide e flessibili sono codificate a colori mediante fascette di identificazione in accordo con l'impianto e la funzione del medesimo. La fig. 1-17 presenta il codice dei colori di identificazione usato.

1-76. Ogni qualvolta è richiesta una manutenzione che interessa tubazioni rigide o flessibili, il personale addetto deve identificare l'impianto interessato e conoscere la funzione svolta nell'impianto dalle tubazioni; in questo modo, il personale della manutenzione può sapere con esattezza quel che si deve attendere quando scollega la tubazione.

1-77. Quando si montano tubazioni dell'impianto ossigeno è della massima importanza che grasso ed olio non vengano a contatto con l'impianto ossigeno.

1-78. Le tubazioni idrauliche devono essere protette dalla polvere e materiale estraneo che potrebbero intasare le piccole aperture nei componenti dell'impianto idraulico ed infirmare in tal modo la funzione dell'impianto interessato.

1-79. Ogni qualvolta si scollegano tubazioni rigide o flessibili, i raccordi di estremità e le aperture devono essere tappati immediatamente e rimanere tappati sino al momento in cui vengono ricollegati. Non piegare le tubazioni rigide o flessibili ed evitare di disporle in luoghi ove possono essere danneggiate da grasso, olio, calore, ecc. Le fascette di identificazione danneggiate in modo da compromettere l'interpretazione dei simboli devono essere sostituite.

Nota

Fare attenzione che tutte le tubazioni rigide e flessibili siano adeguatamente separate in modo da evitare sfregamenti ed interferenze con i componenti mobili. Nelle zone in cui i tubi e i cavi sono vicini, come nel tronco centrale fusoliera, occorre assicurarsi che non vi siano sfregamenti.

1-80. COLLEGAMENTI A MASSA

1-81. GENERALITÀ. Un collegamento elettrico a massa è un raccordo tra due conduttori elettrici con lo scopo di mantenere gli stessi sostanzialmente ad uno stesso potenziale elettrico; nell'impianto elettrico del velivolo, questo potenziale è quello della struttura del velivolo. Il valore di resistenza determina la qualità del collegamento: minore è la resistenza, migliore è il collegamento. Il collegamento a massa dei connettori è necessario per prevenire lo scintillio ed i disturbi radio ed inoltre assicurare una via per le scariche dei fulmini.

1-82. METODI DI COLLEGAMENTO A MASSA. Si può ottenere un collegamento elettrico a massa soddisfacente, assicurando un buon contatto metallo con metallo tra le parti oppure usando un adatto ponticello di collegamento. Quando si effettua un collegamento metallo con metallo tra le parti a contatto, di solito si incontra una delle tre condizioni che seguono:

a. Particolari che possono essere collegati a massa senza spelatura, raschiamenti, ecc.

b. Particolari con finiture esterne non conduttrici che devono essere rimosse.

c. Particolari di metalli dissimili, collegati a massa attraverso intermediari.

Nota

Quando qualche particolare del velivolo viene rimosso o sostituito, deve essere reinstallato correttamente anche per quanto riguarda il collegamento elettrico a massa.

1-83. I giunti metallo con metallo ottenuti mediante saldatura elettrica, saldatura autogena, brasatura, rivettatura, bullonatura oppure mediante spine coniche, non necessitano di ulteriori collegamenti, indipendentemente dalla finitura esterna.

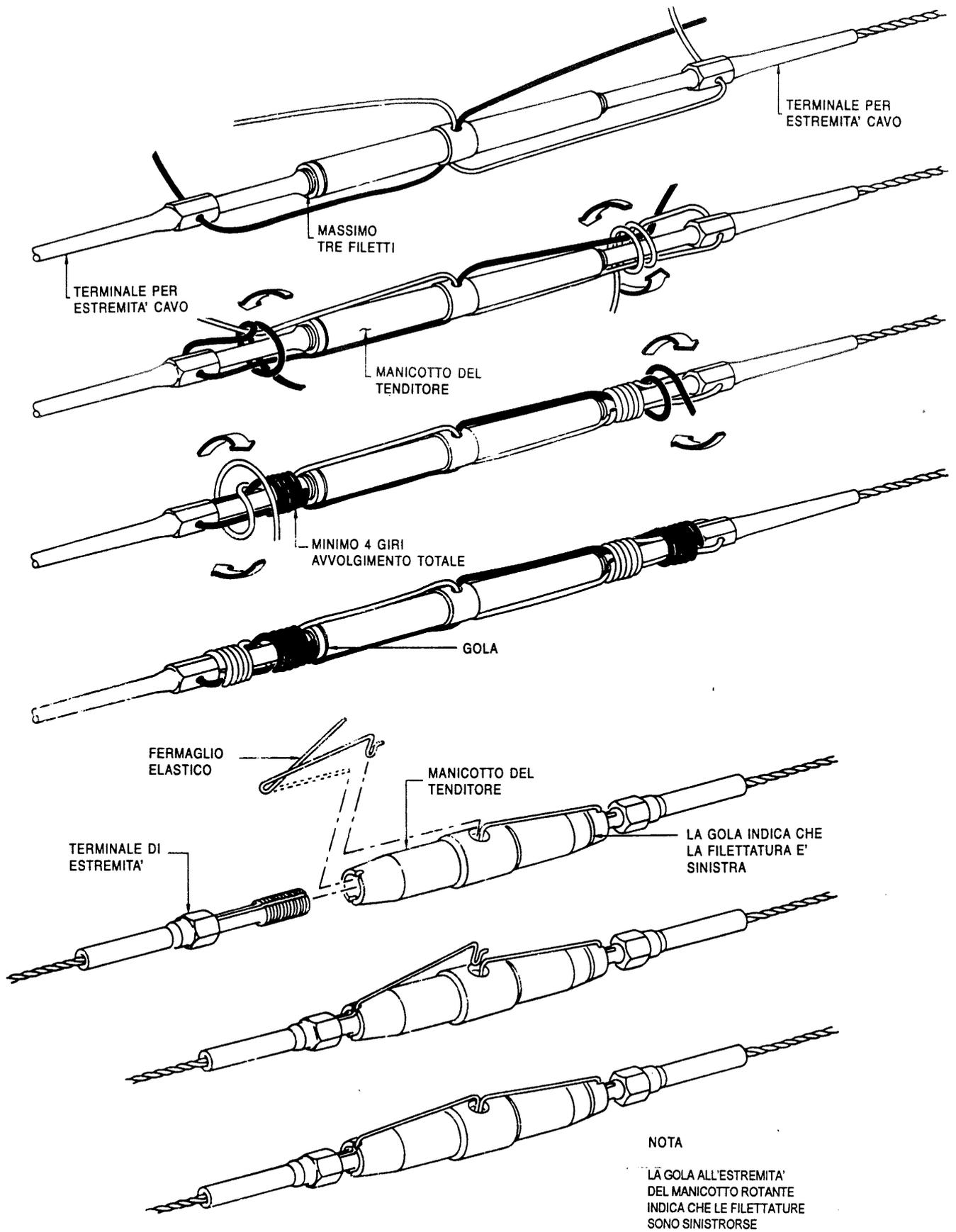
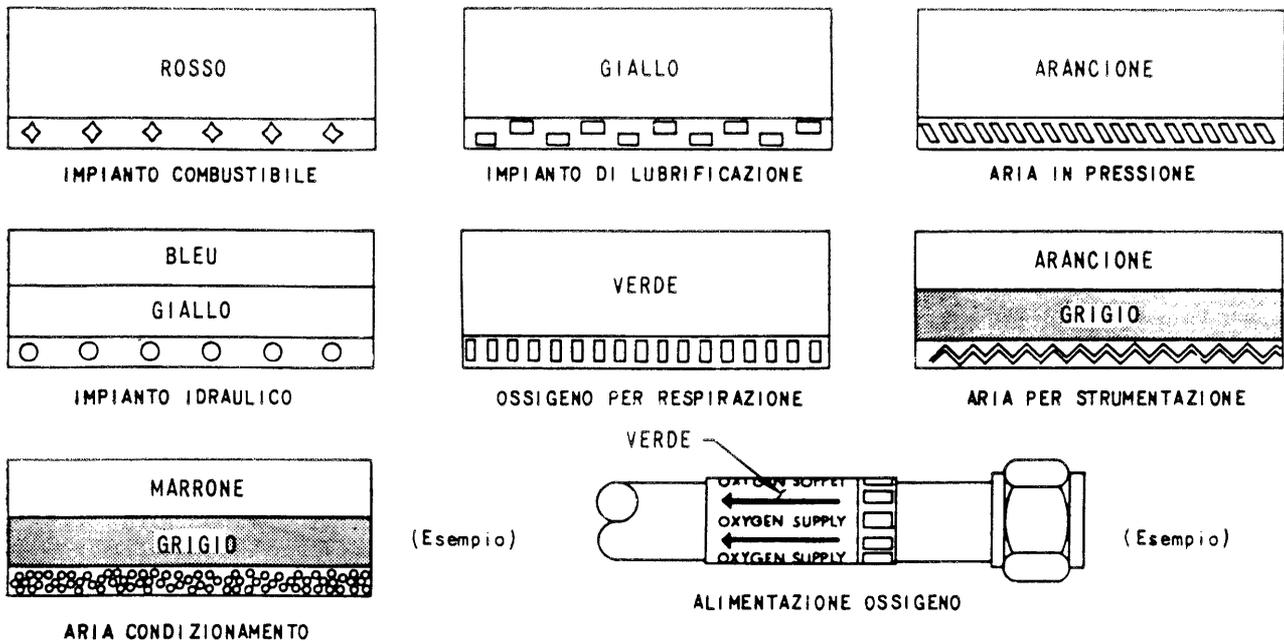


Fig. 1-16. Frenatura dei tenditori.



N O T A

LE FASCETTE DI IDENTIFICAZIONE SECONDO IL CODICE DEI COLORI SOPRA ILLUSTRATE RAPPRESENTANO DESIGNAZIONI PER I SOLI IMPIANTI. NELL'ESEMPIO, IL COLORE VERDE INDICA CHE LA TUBAZIONE CONVOGLIA OSSIGENO. LA SCRITTA IN STAMPATELLO INDICA LA FUNZIONE ED E' SITUATA TRA DUE FRECCE. LE FRECCE INDICANO LA DIREZIONE DEL FLUSSO. SULLE FASCETTE DI IDENTIFICAZIONE DELLE TUBAZIONI NON COMPRESI IN UNO DEGLI IMPIANTI DI CUI SOPRA, IL TIPO DI FLUIDO CONTENUTO E' INDICATO IN CARATTERI NERI SU DI UNO SFONDO BIANCO. I SIMBOLI GEOMETRICI DEVONO ESSERE SOLAMENTE QUELLI INDICATI NEL PROSPETTO, CIRCA 3/16" IN LARGHEZZA E RIPORTATI SUL LATO DESTRO DELLA FASCETTA DI IDENTIFICAZIONE ENTRO 1/4" DAL BORDO. I SIMBOLI DEVONO ESSERE DISTANZIATI ALL'INCIRCA COME INDICATO. I CARATTERI ED I SIMBOLI DEVONO ESSERE STAMPATI IN NERO.

SU CIASCUN SEGMENTO DI TUBO, DEVE ESSERE RIPORTATA UNA SOLA FASCETTA DI IDENTIFICAZIONE, DELLA LUNGHEZZA DI 24" O MENO, PURCHE' ENTRAMBE LE ESTREMITA' DEL SEGMENTO SIANO SITUATE NELLO STESSO COMPARTO. SU OGNI ESTREMITA' DI CIASCUN TRATTO DI TUBAZIONE, DI LUNGHEZZA SUPERIORE A 24", PASSANTE ATTRAVERSO PIU' DI UN COMPARTO O PARATIA, DEVE ESSERE RIPORTATA UNA FASCETTA DI IDENTIFICAZIONE. SI DOVRA' AGGIUNGERE ULTERIORI FASCETTE DI IDENTIFICAZIONE IN MODO CHE ALMENO UNA DI ESSE SIA VISIBILE IN CIASCUN COMPARTO OPPURE SU CIASCUN LATO DELLA PARATIA. LE FASCETTE DI IDENTIFICAZIONE DEVONO ESSERE LARGHE 1 INCH AL MINIMO.

NON SI DEVONO USARE FASCETTE DI IDENTIFICAZIONE DI NASTRO ADESIVO SULLE TUBAZIONI SITUATE NEL VANO TURBOGETTO DOVE ESISTE LA POSSIBILITA' CHE IL NASTRO STESSO VENGA ASSORBITO DALLE PRESE D'ARIA. IN TALE ZONA SI DEVONO USARE VERNICI ADATTE CONFORMI AL CODICE DEI COLORI DI IDENTIFICAZIONE DELLE TUBAZIONI E CHE NON ABBIANO PROPRIETA' DANNOSE NELLE TUBAZIONI MEDESIME. NEI CASI IN CUI L'IDENTIFICAZIONE E' OTTENUTA MEDIANTE VERNICIATURA, SI POSSONO OMETTERE I SIMBOLI GEOMETRICI.

I COLORI ED I SIMBOLI DI IDENTIFICAZIONE USATI SONO CONFORMI ALLO STANDARD DI PROGETTAZIONE PER USAF E LA NAVY (AND 10375). I COLORI ED I NUMERI DI CODICE SONO ELENCAI COME SEGUE:

COLORE	NUMERO DI CODICE DEL COLORE
ROSSO	509
GIALLO	505
ARANCIONE	508
BLEU	501
VERDE	503
GRIGIO	512
MARRONE	510

Fig. 1-17. Identificazione delle tubazioni.

1-84. Il metallo nudo oppure le superfici cromate, cadmate, ramate, stagnate o zincate, sono normalmente soddisfacenti per il contatto metallo con metallo, senza ulteriori collegamenti.

1-85. Per essere sicuri del contatto metallo con metallo tra particolari con finiture esterne non conduttrici, queste devono essere rimosse. Per la rimozione usare solventi adatti per rimuovere il materiale esterno non conduttore. Usare cartavetro fine per rimuovere finiture anodiche e fosfatate.

1-86. I metalli dissimili a contatto reciproco possono indurre un'azione elettrolitica che corrode il metallo. I metalli dissimili devono essere separati e collegati mediante intermediari allo scopo di impedire la corrosione; in questo caso, la corrosione viene limitata agli intermediari e le superfici conduttrici delle parti stabili rimangono protette. Quando è possibile, i metalli dissimili devono essere separati nei punti di contatto elettrico, mediante rondelle oppure altri separatori adatti.

1-87. I ponticelli di collegamento a massa devono essere corti (3 inch al massimo) e devono essere installati in modo da non interferire in alcun modo con i componenti.

1-88. VERIFICA DEL COLLEGAMENTO A MASSA. Effettuare periodicamente una verifica gene-

rale dei collegamenti elettrici a massa. Effettuare un'ispezione a vista per verificare i collegamenti a massa per sicurezza di montaggio, i ponticelli di collegamento per usura o rotture e per evidenze di corrosione. Quando un componente viene rimosso e successivamente reinstallato oppure richiede ulteriori collegamenti a massa, effettuare la misura della resistenza al fine di assicurarsi che il collegamento a massa sia conforme ai requisiti della Spec. MIL-B-5087.

1-89. SIMBOLI ELETTRICI

1-90. GENERALITÀ. Nei vari manuali di manutenzione, vi sono numerosi schemi elettrici. Normalmente, gli schemi elettrici sono rappresentati nelle condizioni di impianto non alimentato elettricamente a meno dei casi ove è specificato diversamente. La fig. 1-18 rappresenta i simboli elettrici usati nei manuali.

1-91. FATTORI DI CONVERSIONE FRA MISURE ANGLOSASSONI E METRICHE

1-92. GENERALITÀ. In tutta la serie dei manuali di manutenzione le misure lineari, di pressione, ecc. sono espresse in misure anglosassoni. Qualora necessiti ottenere i corrispondenti valori in misure metriche vedere la tabella 1-5.

Tabella 1-5. Fattori di conversione fra misure anglosassoni e metriche (foglio 1 di 2).

MISURE ANGLOSASSONI			METRICHE	MISURE ANGLOSASSONI		
Simbolo	Denominazione	Moltiplicare per	Simbolo	Moltiplicare per	Denominazione	Simbolo
in	Pollici	25,4	mm	0,03937	Inches	in
ft	Piedi	0,3048	m	3,28084	Feet	ft
yd	Iarde	0,9144	m	1,09361	Yards	yd
mile	Miglio (Statute)	1,60934	km	0,62137	Statute miles	mile
N mile	Miglia marittime	1,8532	km	0,53961	Nautical miles	N mile
-	Miglia nautiche internazionali	1,852	km	0,5400	Miglia nautiche internazionali	-
sq in	Pollici quadrati	645,16	mm ²	0,00155	Square inches	sq in
sq ft	Piedi quadrati	0,0929	m ²	10,764	Square feet	sq ft
-	Acri	0,0040469	km ²	247,105	Acres	-
cir mils	Mils circolari	0,000506	mm ²	1976	Circular mils	cir mils
cu in	Pollici cubi	16,387	cm ³	0,06102	Cubic inches	cu in
cu ft	Piedi cubi	28,317	dm ³	0,03531	Cubic feet	cu ft
fl oz (U.S.A.)	Once fluide (U.S.A.)	29,57	cm ³	0,03382	Fluid ounces (U.S.A.)	fl oz (U.S.A.)

Tabella 1-5. Fattori di conversione fra misure anglosassoni e metriche (foglio 2 di 2).

MISURE ANGLOSASSONI			METRICHE	MISURE ANGLOSASSONI		
Simbolo	Denominazione	Moltiplicare per	Simbolo	Moltiplicare per	Denominazione	Simbolo
pts (U.S.A.)	Pinte (U.S.A.)	0,4731	l	2,1116	Pints (U.S.A.)	pts (U.S.A.)
gal (U.S.A.)	Galloni (U.S.A.)	3,7854	l	0,26417	Gallons (U.S.A.)	gal (U.S.A.)
oz	Once (*)	28,3495	g	0,03527	Ounces (avdp)	oz
lbs	Libbre (*)	0,4536	kg	2,2046	Pounds (avdp)	lbs
in oz	Pollici x once	0,00072	kgm	1388,7	Inch ounces	in oz
in lb	Pollici x libbre	0,01152	kgm	86,795	Inch pounds	in lbs
ft lb	Piedi x libbre	0,13826	kgm	7,233	Feet pounds	ft lbs
HP	Cavalli vapore inglesi	1,01387	CV	0,98632	Horsepowers	HP
HP	Cavalli vapore inglesi	0,7457	kW	1,341	Horsepowers	HP
lbs/sq in =psi	Libbre/ pollice quadro	0,000703	kg/mm ²	1422,3	Pounds/ square inch	lbs/sq in =psi
lbs/sq ft	Libbre/piede quadro	4,882	kg/m ²	0,2048	Pounds/ square foot	lbs/sq ft
Hg in	Pollici di mercurio	0,0335	Atm	29,851	Hg inches	Hg in
H ₂ O in	Pollici d'acqua	0,00246	Atm	406,5	Water inches	H ₂ O in
lbs/cu in	Libbre/ pollice cubo	0,0277	kg/cm ³	36,2	Pounds/cubic inch	lbs/cu in
lbs/cu ft	Libbre/piede cubo	16,02	kg/cm ³	0,06242	Pounds/cubic foot	lbs/cu ft
lbs/gal	Libbre/gallone (U.S.A.)	0,1198	kg/l	8,347	Pounds/U.S.A. gallon	lbs/gal
oz/gal	Once/gallone (U.S.A.)	7,49	g/l	0,134	Ounces/U.S.A. gallon	oz/gal
ft/s	Piedi/secondo	18,288	m/minuto	0,05468	Feet/second	ft/s
MPH	Miglio/ora	0,44704	m/s	2,237	Miles/hour	MPH
$\frac{\text{lbs}}{\text{sq in}} \frac{\text{ft}}{\text{sec}}$	$\frac{\text{Libbre}}{\text{pollici}^2} \frac{\text{Piedi}}{\text{secondo}}$	0,02143	$\frac{\text{kg}}{\text{cm}^2} \frac{\text{m}}{\text{s}}$	46,66	$\frac{\text{Pounds}}{\text{square inches}} \frac{\text{Feet}}{\text{sec}}$	$\frac{\text{lbs}}{\text{sq in}} \frac{\text{ft}}{\text{sec}}$
°F	0,555 (°F - 32)	-	°C	-	1,8 °C + 32	°F

(*) 1 libbra avoirdupois (commerciale) = 16 once (avdp).

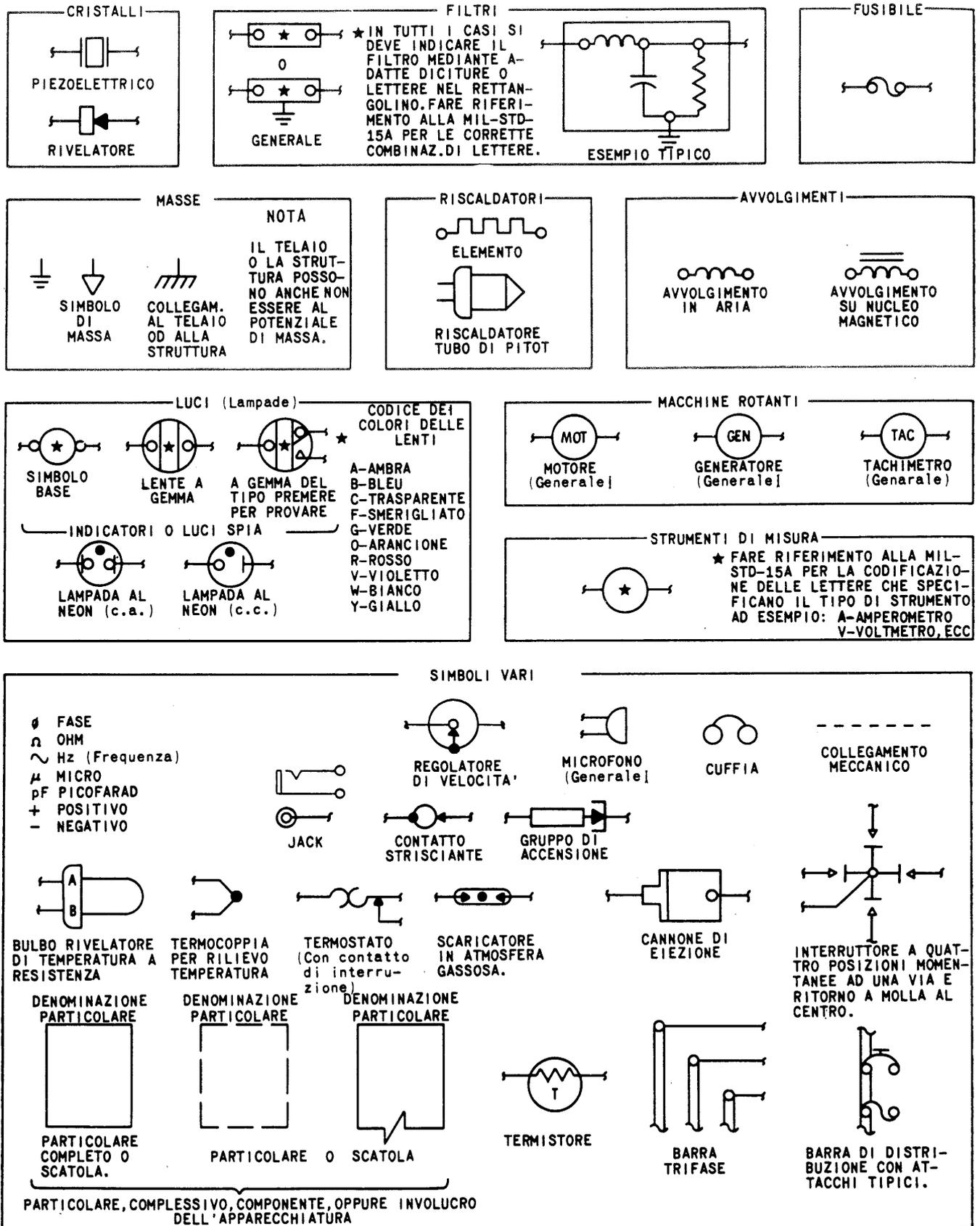


Fig. 1-18. Simboli elettrici (foglio 1 di 4).

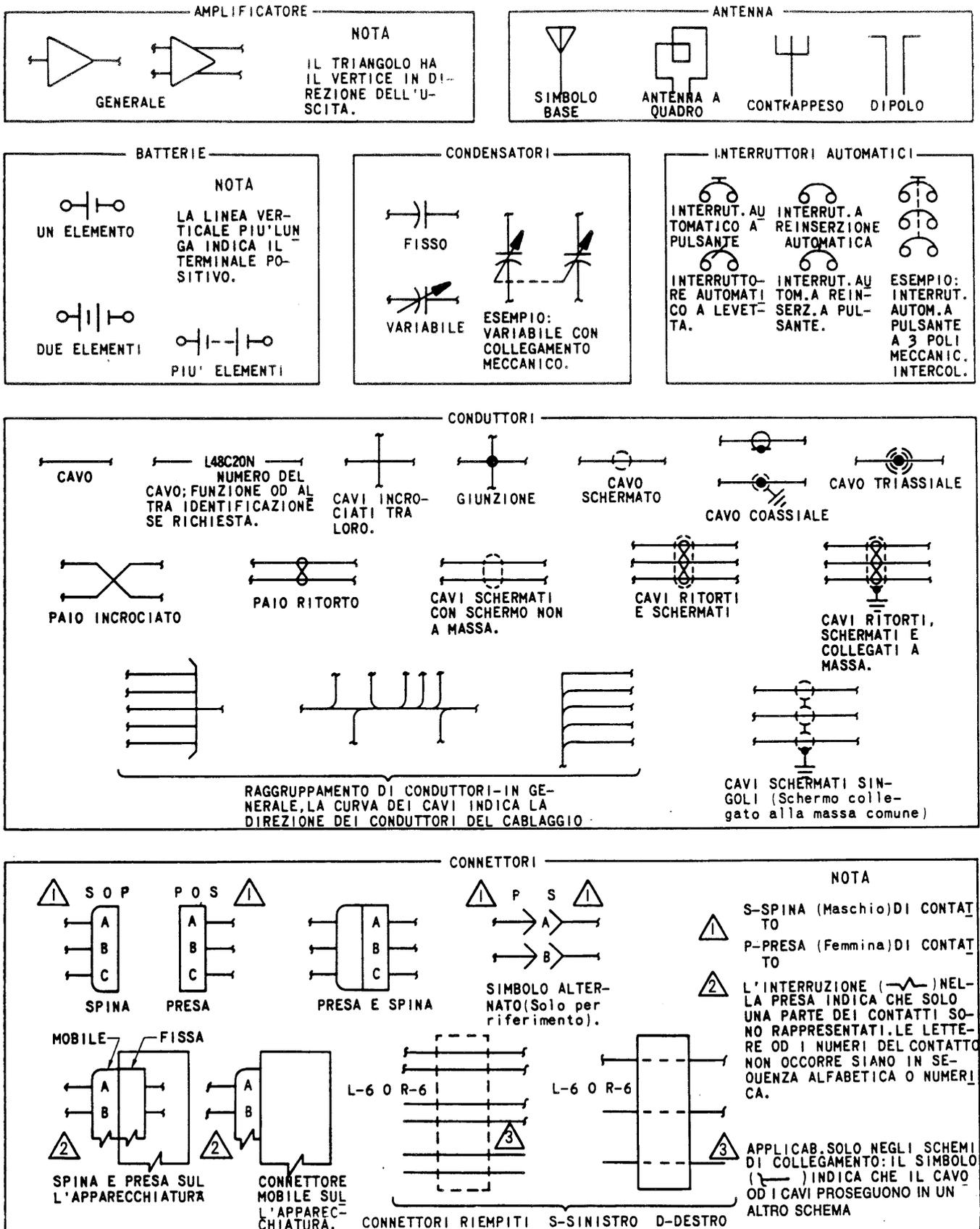


Fig. 1-18. Simboli elettrici (foglio 2 di 4).

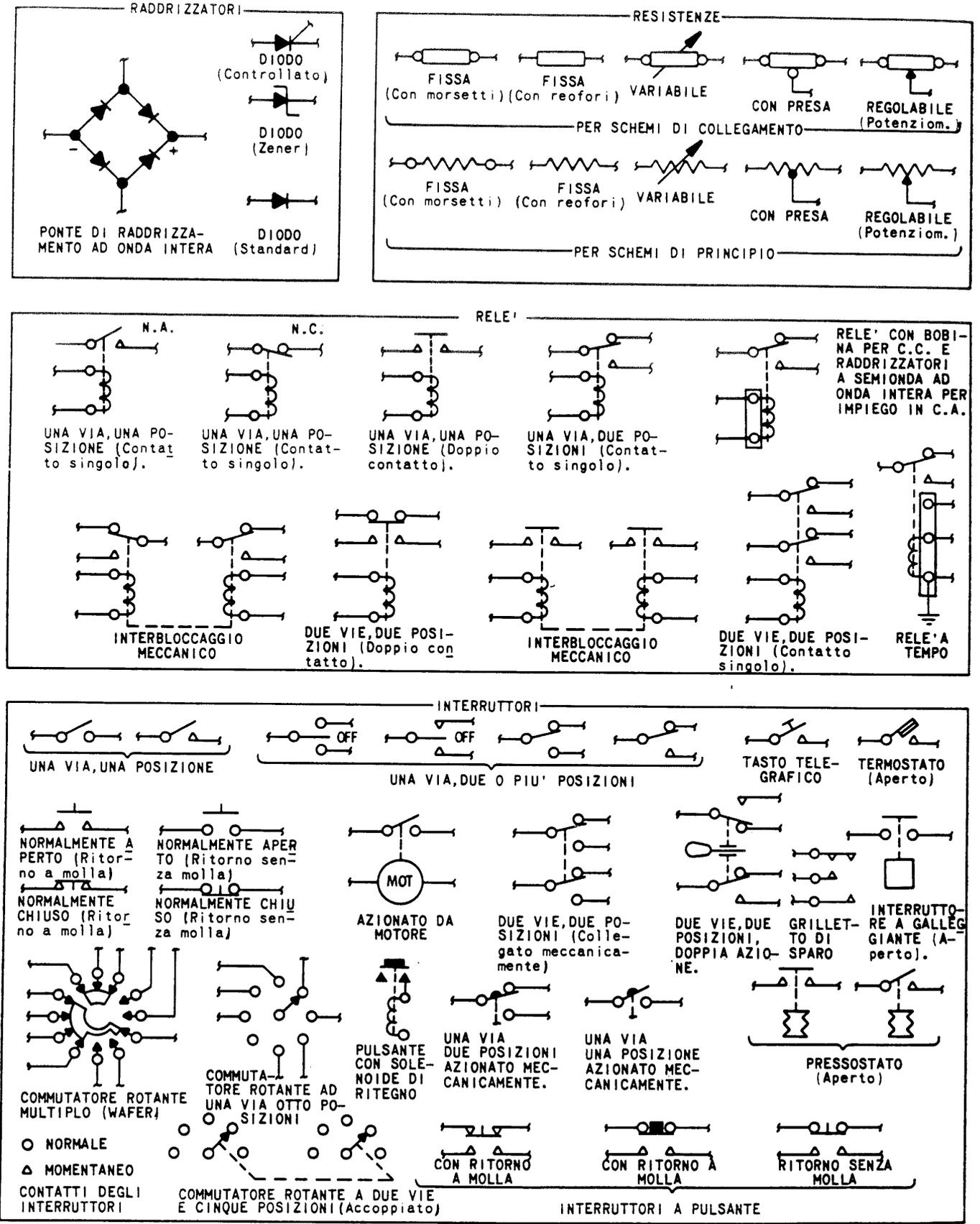


Fig. 1-18. Simboli elettrici (foglio 3 di 4).

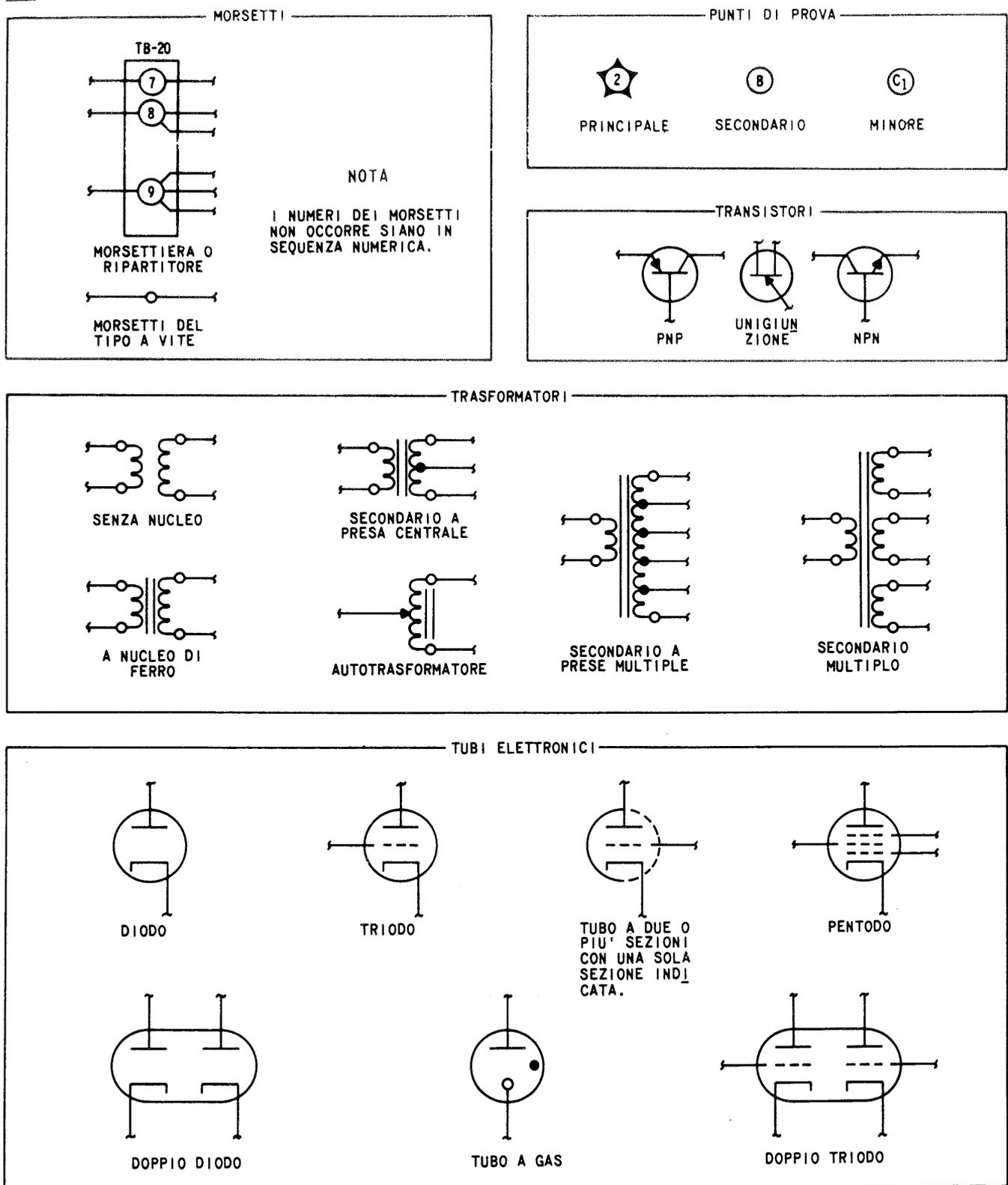


Fig. 1-18. Simboli elettrici (foglio 4 di 4).

SEZIONE II

OPERAZIONI A TERRA MANUTENZIONE E LUBRIFICAZIONE

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	2-1
Operazioni a terra	2-1
Rifornimento	2-1
Lubrificazione	2-3

DESCRIZIONE

2-1. OPERAZIONI A TERRA

2-2. Per informazioni dettagliate su un particolare impianto od operazione, occorre fare riferimento al manuale di manutenzione che tratta l'argomento desiderato.

2-3. Il velivolo è dotato di predisposizioni per tutte le operazioni convenzionali di manovra a terra. Il compasso di torsione del carrello anteriore può essere disinnestato rapidamente dal collare dello sterzo quando il velivolo deve essere trainato. Una orcchietta ausiliaria è sistemata sull'ammortizzatore del carrello anteriore per fissare il compasso di torsione disinnestato.

2-4. Il sollevamento del velivolo su martinetti viene effettuato in corrispondenza di appositi punti di attacco permanenti dislocati su ciascuna gamba del carrello principale e tramite un adattatore mobile disposto sull'assale del ruotino anteriore, oppure mediante appositi adattatori che vengono inseriti nelle semiali e nella fusoliera anteriore. Staffe di livellamento sono installate nel vano carrello anteriore.

2-5. Per il sollevamento dell'intero velivolo sono predisposti adattatori per l'attacco dei cavi della braga di sollevamento. Dispositivi analoghi sono disponibili per il sollevamento di sezioni staccate o di vari componenti singoli.

2-6. Durante periodi di inattività o di immagazzinamento il velivolo è protetto con apposite capottine e tappi.

2-7. RIFORMIMENTO

2-8. IMPIANTO COMBUSTIBILE (Rifornimento a gravità) (vedere fig. 2-1). Il complesso dei serbatoi interni combustibile è rifornito a gravità, attraverso

due bocchettoni di riempimento. Un bocchettone di riempimento è collegato sopra il serbatoio ausiliario combustibile ed è usato per il riempimento del serbatoio ausiliario, del serbatoio anteriore principale, ed anche di due serbatoi ausiliari di aumento del raggio di azione. L'altro bocchettone di riempimento è situato sopra il serbatoio principale posteriore ed è usato per rifornire il serbatoio principale posteriore ed i serbatoi a sella destro e sinistro. Valvole di non ritorno a piattello sono installate nei collegamenti fra il serbatoio principale anteriore e quello posteriore e fra il serbatoio principale anteriore e quello ausiliario. Queste valvole di non ritorno consentono al combustibile di fluire in una sola direzione, precisamente dal serbatoio principale posteriore e dal serbatoio ausiliario verso il serbatoio principale anteriore.

2-9. I serbatoi subalari vengono riforniti per gravità attraverso un bocchettone di riempimento situato sul dorso di ciascun serbatoio, in corrispondenza della mezzeria del serbatoio stesso. I serbatoi d'estremità vengono riforniti per gravità attraverso due bocchettoni di rifornimento situati sul dorso di ciascun serbatoio, in corrispondenza della mezzeria del serbatoio stesso. I serbatoi d'estremità sono divisi in due vani collegati fra loro. In conseguenza del ritardo con cui il livello del combustibile si stabilizza, prima di fissare i tappi del bocchettone di riempimento, è necessario controllare il livello in ciascun vano del serbatoio.

2-10. IMPIANTO COMBUSTIBILE (Rifornimento a punto centralizzato) (vedere fig. 2-1). L'intero impianto può essere rifornito di combustibile da un unico punto attraverso un raccordo ed un bocchettone di rifornimento. Il bocchettone di rifornimento è situato sul fianco destro del velivolo immediatamente davanti alla presa d'aria del turbogetto. Per il rifornimento a punto centralizzato, l'autobotte deve essere dotata di una apposita manichetta. Un pannello principale che comprende gli interruttori di precontrollo è situato in un piccolo vano protetto da uno sportellino a cerniera, dislocato in prossimità del bocchettone di rifornimento a punto centralizzato. Azionando gli interruttori sul pannello di precontrollo è possibile controllare il funzionamento delle valvole di livello del combustibile, all'inizio delle operazioni di rifornimento, evitando in tal modo danni che potrebbero essere causati dalla pressione di rifornimento in caso di malfunzionamento delle valvole stesse od inutili traboccamenti di combustibile.

- 1 SERBATOIO DI ESTREMITA' ALARE
- 2 BOCCHETTONE DI RIFORMIMENTO SERBATOIO DI ESTREMITA' ALARE
- 3 SERBATOIO SUBALARE
- 4 BOCCHETTONE DI RIFORMIMENTO SERBATOIO SUBALARE
- 5 BOCCHETTONE DI RIFORMIMENTO SERBATOIO AUSILIARIO
- 6 BOCCHETTONE DI RIFORMIMENTO SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE
- 7 RACCORDO DI RIFORMIMENTO A PUNTO CENTRALIZZATO

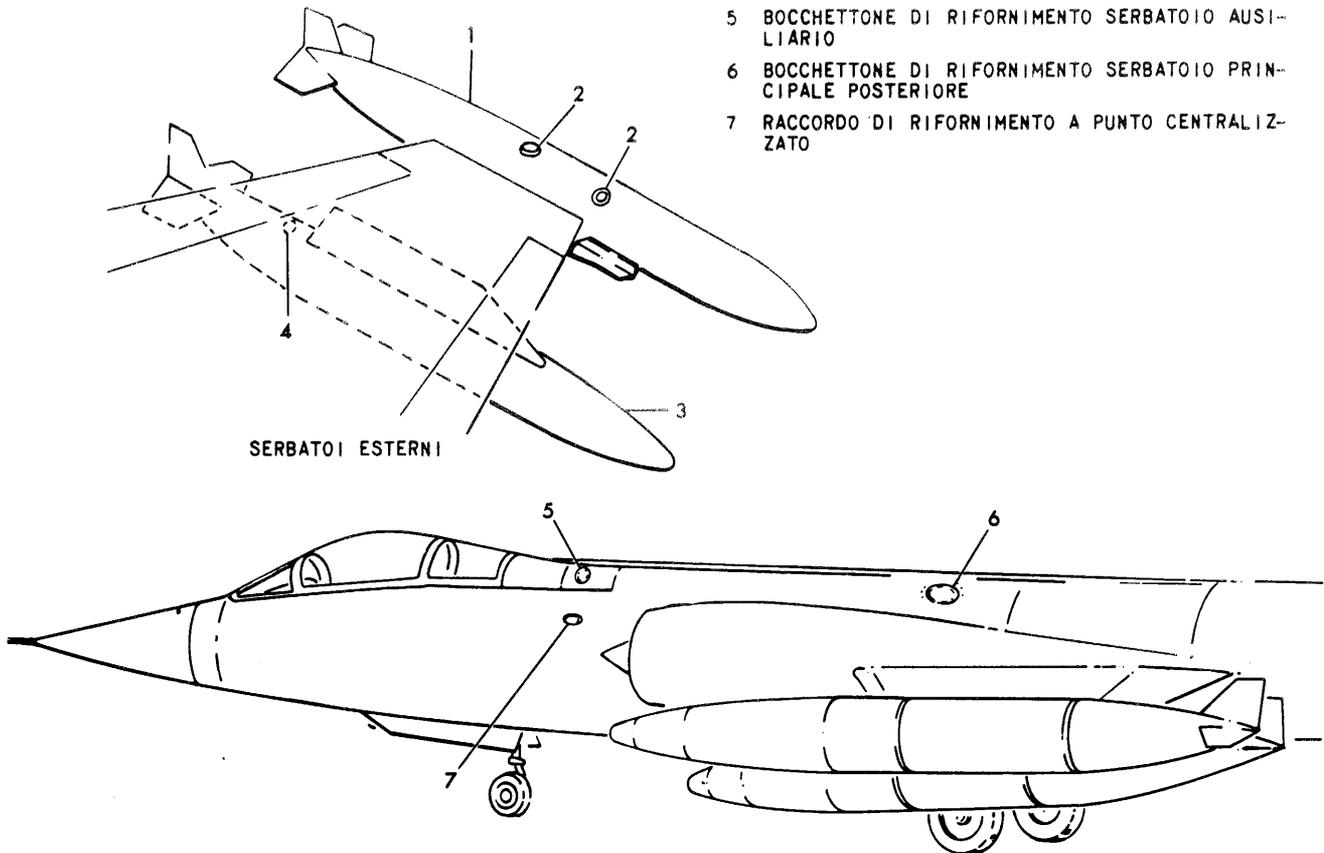


Fig. 2-1. Punti di rifornimento combustibile.

2-11. IMPIANTO OLIO DI LUBRIFICAZIONE TURBOGETTO Prima di arrestare il turbogetto è raccomandabile farlo funzionare per un periodo di tre minuti a regime di lento (IDLE). Questo accorgimento consente il recupero dell'olio dalle scatole ad ingranaggi. I controlli e/o le operazioni di rifornimento devono essere eseguiti entro dieci minuti dopo l'arresto del turbogetto e la quantità di olio da rifornire deve essere compresa entro un minimo di 28 pinte U.S. ed un massimo di 30. La quantità che eventualmente viene aggiunta oltre le 30 pinte U.S. trabocca dallo sfiato all'esterno. Dopo aver aperto il portellone idraulico (N. 122) ed aver collegato a massa il velivolo e l'attrezzatura di rifornimento, deve essere scollegata la tubazione di rifornimento olio del turbogetto e la sua estremità libera deve essere immersa in un contenitore pieno di olio nuovo. Il rifornimento viene effettuato impiegando la pompa a mano installata permanentemente sul fianco sinistro del turbogetto appena al disopra del portellone idraulico, aggiungendo la quantità di olio necessaria per ripristinare il livello desiderato. La differenza tra l'olio nuovo introdotto e quello raccolto sotto lo scarico del troppo pieno, rappresenta la quantità di olio immessa nell'impianto del turbogetto.

2-12. SERBATOIO IDRAULICO. Ciascun impianto idraulico è dotato di un serbatoio per il contenimento del fluido idraulico. Il serbatoio dell'impianto N. 1 è installato sul fianco sinistro della fusoliera immediatamente avanti al portellone idraulico. Il serbatoio dell'impianto N. 2 è installato in posizione simmetrica sul fianco destro. Le valvole di spurgo, gli indicatori di pressione serbatoi e gli indicatori del livello sono installati sul pannello di rifornimento, situato davanti al portellone idraulico.

2-13. Il rifornimento dell'impianto idraulico può essere effettuato sia mediante l'impiego del banco prova idraulico P/N AHT-58M (oppure AHT-58G), sia con il banchetto idraulico per rifornimento e spurgo P/N 799542-101. La procedura per il rifornimento con quest'ultimo si effettua collegando il banchetto di rifornimento fluido idraulico P/N 799542-101 al raccordo di ritorno della valvola selettiva di prova a terra ed installando l'apposito tubetto di spurgo su ciascuna delle valvole di spurgo. Durante il rifornimento si devono mantenere le valvole di spurgo aperte sino a che il fluido fuoriesce privo di bolle d'aria, indi chiuderle e disporre la levetta della valvola selettiva nella posizione relativa al serbatoio che si vuole rifornire, quindi riaprire la corrispondente valvola di spurgo. Il

serbatoio idraulico si rifornisce a 1/4 di inch oltre il livello massimo sull'indicatore e quindi viene lasciato stabilizzare per un periodo variante da 5 a 15 minuti. Il serbatoio deve essere quindi spurgato, fino in corrispondenza del contrassegno sull'indicatore che segnala il livello pieno. Lo stesso procedimento è impiegato per il serbatoio dell'altro impianto. La procedura completa per il rifornimento con il banchetto a mano è riportata nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-2.

2-14. La procedura per il rifornimento dell'impianto idraulico con il banco prova a motore P/N AHT-58M (motore elettrico) oppure AHT-58G (motore a scoppio) è riportata nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-2.

2-15. **AMMORTIZZATORE A LIQUIDO CARRELLO PRINCIPALE.** La necessità di rifornimento dell'ammortizzatore carrello principale, viene stabilita in relazione all'estensione dell'ammortizzatore stesso, in accordo con le istruzioni contenute nel diagramma di schiacciamento dell'ammortizzatore, in funzione del peso del velivolo e della temperatura ambiente. Se è necessario effettuare il rifornimento, il velivolo deve essere sollevato sui martinetti onde scaricare completamente il peso nell'ammortizzatore. Per il rifornimento viene pompato entro il corpo cilindrico dell'ammortizzatore un olio speciale al silicone, impiegando una apposita attrezzatura ad alta pressione, finchè l'indicatore dell'attrezzatura stessa indica la pressione voluta. La procedura per il rifornimento dell'ammortizzatore a liquido è riportata nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-2.

2-16. **AMMORTIZZATORE CARRELLO ANTERIORE.** L'ammortizzatore del carrello anteriore deve essere rifornito con fluido idraulico Spec. MIL-H-5606B e con aria secca o azoto. Fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-2.

2-17. **GRUPPO DI CONDIZIONAMENTO.** Il gruppo di condizionamento è posto nel lato destro del comparto elettronico. Per la frequenza dei rifornimenti di olio lubrificante Spec. MIL-L-6085A per la turbina, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-6.

2-18. **BOLLITORE DELL'ACQUA.** Il bollitore dell'acqua fa parte del gruppo di condizionamento d'aria e deve essere rifornito a seconda del suo impiego. Esso viene rifornito attraverso lo sfiato posto sul lato destro del velivolo a filo del fasciame immediatamente dietro al tettuccio abitacolo, e sotto il boccaporto del comparto elettronico. Per il rifornimento di questo gruppo si impiega acqua distillata, che deve essere immessa all'interno del gruppo, finchè l'acqua fluisce dal drenaggio esterno sul lato destro del velivolo. Può essere anche usata acqua comune purchè

opportunamente demineralizzata. Sono disponibili speciali imbuti contenenti filtri per la demineralizzazione dell'acqua comune.

2-19. **IMPIANTO OSSIGENO.** La capacità dell'impianto ossigeno liquido è di 5 litri. Non si deve mai permettere all'impianto di svuotarsi completamente tranne che durante l'esecuzione di operazioni di manutenzione, in cui sia richiesto specificatamente. Qualora si verifichi tale condizione è necessario effettuare il lavaggio dell'impianto prima di procedere al riempimento. Nel maneggiare e rifornire l'ossigeno liquido si devono osservare molte precauzioni. Gli operatori devono indossare speciali indumenti protettivi, ed il rifornimento deve essere effettuato fuori dalla aviorimessa. Al velivolo non devono essere collegate prese di alimentazione elettrica esterna; il velivolo ed il carrellino di rifornimento devono essere collegati a massa e devono essere tenuti a distanza di sicurezza da radar in funzionamento, ed in posizione opportuna rispetto a questi.

2-20. Il normale rifornimento dell'impianto è effettuato per mezzo della valvola di riempimento ossigeno, attraverso lo sportellino di accesso N. 6. Questo sportellino fa parte dello sportello della centralina c.a., situato sul lato destro anteriore della fusoliera verso il basso.

2-21. **GANCIO D'ARRESTO.** Il gancio d'arresto è un impianto di emergenza, avente lo scopo di arrestare in pista il velivolo durante atterramenti d'emergenza. Per la relativa manutenzione fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-2.

2-22. LUBRIFICAZIONE

2-23. Per lubrificare il velivolo vengono impiegati diversi tipi di olii e grassi. Alcuni di essi sono prescritti per l'impiego ad alte temperature, altri per basse temperature. Alcuni sono lubrificanti impiegati per usi generali, altri per usi particolari. Ciascuno di questi lubrificanti è contrassegnato da lettere di identificazione.

2-24. Vari componenti del velivolo richiedono di essere lubrificati con diversa frequenza come indicato nel manuale AER.1F-104S/ASAM-6. Il metodo di lubrificazione è illustrato attraverso simboli.

2-25. Una serie di illustrazioni è contenuta nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-2, che tratta la lubrificazione di tutte le parti del velivolo. I simboli e le lettere di identificazione sono combinati in modo da fornire rapide e precise informazioni su ogni punto da lubrificare.

SEZIONE III

IMPIANTI VARI

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	
Tettuccio e parabrezza	3-1
Impianto seggiolino eiettabile	3-3
Impianto ossigeno	3-5
Impianto di decelerazione	3-7
Impianto comando apertura sportello turbina ad aria dinamica	3-7

DESCRIZIONE

3-1. TETTUCCIO E PARABREZZA

3-2. **TETTUCCIO** (*vedere fig. 3-1*). Il tettuccio è collocato direttamente sopra l'abitacolo ed è realizzato con un unico pezzo stampato di plexiglass fissato in un telaio metallico. Il tettuccio è incernierato sul lato sinistro del boccaporto dell'abitacolo mediante una cerniera a lubrificazione permanente. La semicerniera inferiore è realizzata in modo da essere espulsa insieme al tettuccio. Il tettuccio è trattenuto in posizione chiusa e bloccato per mezzo di tre ganci intercollegati tra loro, montati sul lato destro del boccaporto.

3-3. Il pilota può bloccare e sbloccare i ganci del tettuccio tramite una maniglia ad azionamento manuale, situata sotto il lato destro del boccaporto. Il velivolo è provvisto inoltre di una maniglia per l'apertura del tettuccio dall'esterno situata sotto il lato destro del boccaporto in posizione approssimativamente corrispondente all'estremità anteriore del tettuccio e all'estremità posteriore del parabrezza. La maniglia esterna è a filo con il fasciame quando si trova in posizione stivata. Le maniglie interna ed esterna sono collegate tra loro ed ai ganci mediante una serie di aste di collegamento. Ogni gancio comprende un meccanismo ad eccentrico ed una molla che bloccano saldamente il tettuccio quando si trova in posizione chiusa. Anche la maniglia di bloccaggio è munita di una molla che la trattiene in posizione chiusa o aperta.

3-4. I ganci anteriore e posteriore sono muniti di una camma di sollevamento che, spostandosi verso l'alto, passa attraverso una feritoia sul boccaporto dell'abitacolo e provoca il sollevamento del tettuccio. La sequenza è regolata in modo tale per cui, quando la maniglia di sgancio del tettuccio ha sbloccato i ganci, le camme suddette si trovano a contatto con le staffe

corrispondenti, montate sul telaio del tettuccio. L'ulteriore spostamento in avanti della maniglia di sgancio del tettuccio verso la posizione di completa apertura provoca il sollevamento del tettuccio di circa 1,8 inch. Quando il tettuccio si trova in questa posizione chi occupa il seggiolino può impugnare la maniglia sul tettuccio stesso e sollevarlo in posizione di apertura.

3-5. Un gancio di ritegno tettuccio in posizione aperta, azionato a molla ed installato sul telaio del tettuccio, si innesta automaticamente su un perno quando il tettuccio è a fine corsa in apertura. Tale meccanismo è disposto nell'angolo inferiore posteriore sinistro del tettuccio. Per sbloccare il gancio di ritegno tettuccio in posizione aperta è impiegato un cavetto che scorre su pulegge, collegato ad una levetta azionabile con il pollice, situata in prossimità della maniglia di sollevamento del tettuccio. Spingendo la levetta in avanti il gancio si disinnesta dal perno ed il tettuccio può quindi essere chiuso; rilasciando la levetta, la molla del gancio riporta il gancio stesso nella sua posizione primitiva.

3-6. Sulla parte anteriore destra del boccaporto dell'abitacolo (anteriormente al primo gancio) è installata una guida a forcella. La guida ha lo scopo di accogliere un piccolo rullo, montato sul tettuccio, nella fase finale di chiusura. Ciò consente l'allineamento longitudinale del tettuccio durante la fase finale di abbassamento. Su ciascun complessivo gancio è montata una boccola in cui si inserisce, con tettuccio in chiusura, un perno di riferimento. L'inserimento di questi perni nelle rispettive boccole previene ogni movimento del tettuccio durante le fasi di bloccaggio e sbloccaggio.

3-7. Il condotto dell'aria calda per l'antiappannamento del tettuccio fa parte integrante del telaio di supporto del tettuccio. Detto condotto, montato sul telaio del tettuccio, si congiunge con la tubazione proveniente dal velivolo per mezzo di un giunto a compressione situato in prossimità dell'angolo posteriore inferiore sinistro del tettuccio. Il condotto dell'aria calda sul tettuccio è collegato o scollegato dal resto dell'impianto del velivolo a seconda che il tettuccio sia chiuso o aperto. Quando il tettuccio è chiuso si comprime una guarnizione di tenuta in gomma al silicone che garantisce la tenuta del raccordo. Il condotto si estende in avanti lungo il lato interno inferiore sinistro fino alla estremità anteriore del tettuccio e da questa posizione devia ad angolo retto e corre lungo l'arco del tettuccio. La sezione curva del condotto in-

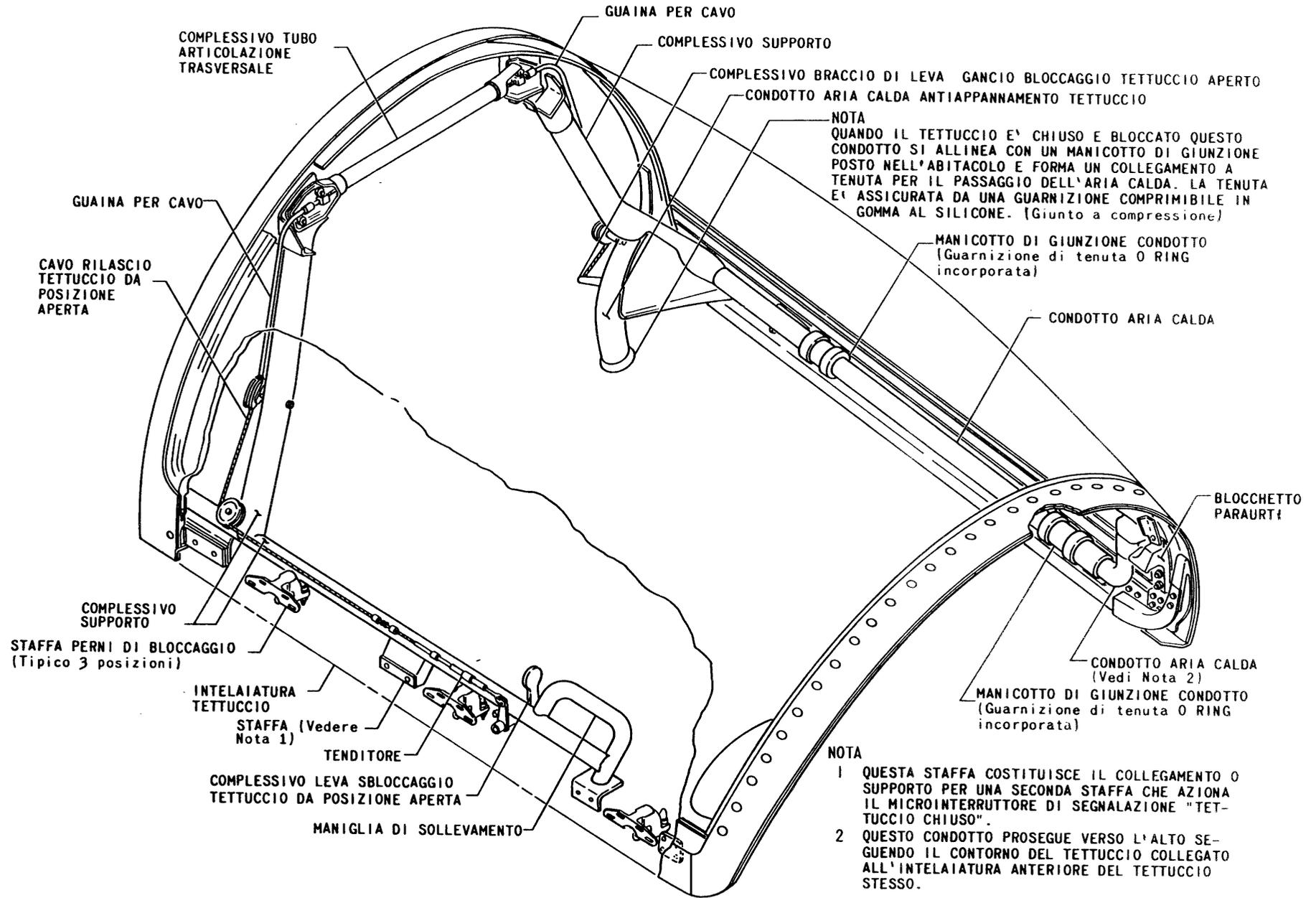


Fig. 3-1. Complessivo tettuccio.

stallata lungo l'estremità anteriore del tettuccio reca un certo numero di fori sul suo lato posteriore. Questi fori sono distanziati regolarmente lungo tutto l'arco formato dal condotto fino al lato sinistro dove si trova il raccordo. L'estremità di questo condotto è chiusa in modo da causare l'uscita forzata dell'aria calda dai fori con orientamento verso l'alto e all'indietro. L'aria calda esce dalle aperture in direzione quasi parallela alla parte superiore del trasparente del tettuccio, comunque, a causa della curvatura del trasparente, l'aria incontra la sua superficie con una leggera angolazione e tende a seguirne il profilo. Questa caratteristica procura la massima efficienza dell'azione di antiappannamento.

3-8. Sul boccaporto dell'abitacolo e sul telaio del parabrezza è installata una guarnizione in gomma a camera d'aria, che permette la pressurizzazione dell'abitacolo. Questa guarnizione viene gonfiata con aria in pressione proveniente dal turbogetto. La giunzione tra il portellone del comparto apparati elettronici ed il tettuccio abitacolo è chiusa da una guarnizione piatta fissata al portellone del comparto elettronico.

3-9. L'impianto di eiezione del tettuccio consta essenzialmente di un sistema balistico primario e di uno secondario, che azionano i dispositivi di sgancio del tettuccio stesso, in modo che successivamente, per mezzo di martinetti di spinta e dell'azione aerodinamica esso venga espulso dal velivolo.

3-10. Il sistema primario è azionato quando viene tirata una delle due maniglie di eiezione seggiolino. Tutte le operazioni successive di eiezione dell'impianto tettuccio avvengono automaticamente.

3-11. Il sistema secondario può essere azionato in due modi, tirando la maniglia di eiezione del tettuccio situata sul lato destro del cruscotto inferiore oppure tirando la maniglia esterna di eiezione del tettuccio, posta si poco sotto l'angolo anteriore sinistro del tettuccio. I cavi di comando di ciascuna di queste due maniglie sono collegati tra di loro da un manicotto situato anteriormente al cruscotto. Questa soluzione permette di azionare il sistema secondario tirando o la maniglia di eiezione del tettuccio all'interno della cabina, oppure l'altra maniglia situata all'esterno.

3-12. **PARABREZZA.** Il complessivo parabrezza è costituito da tre pannelli di vetro, installati su un telaio, a sua volta fissato alla struttura della fusoliera. I tre pannelli sono realizzati in vetro laminato, quello centrale è lavorato otticamente al centro, in modo che la visione attraverso il collimatore non venga deformata.

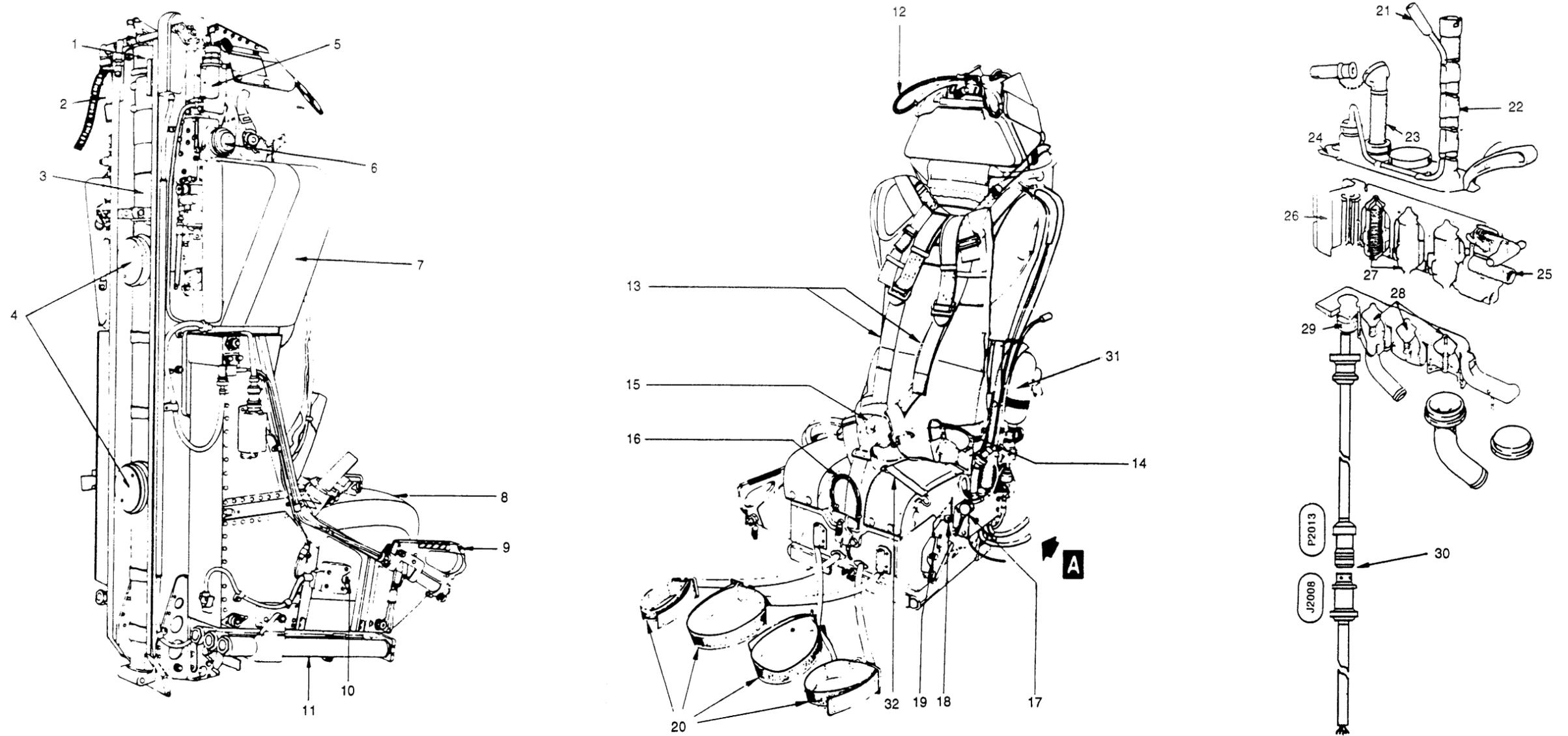
3-13. I pannelli di vetro sono fissati mediante un telaio esterno avvitato, mentre l'intero complessivo del parabrezza è fissato alla struttura della fusoliera per mezzo di bulloni. Tanto i singoli pannelli di vetro che il complessivo sono sigillati per consentire la tenuta della pressurizzazione dell'abitacolo.

3-14. Il pannello sinistro del parabrezza viene mantenuto pulito e sgombro dalla pioggia mediante un

dispositivo a getto d'aria. Un ugello, situato anteriormente al pannello, dirige contro di esso l'aria in pressione proveniente dal turbogetto. Questo pannello sinistro è dotato inoltre di riscaldamento elettrico antiappannamento, che agisce in concomitanza con il normale impianto antiappannante ad aria calda. Nel pannello è infatti incorporato un elemento riscaldante alimentato dalla barra di emergenza c.a. (XP4 e XP4A).

3-15. IMPIANTO SEGGIOLINO EIETTABILE

3-16. **GENERALITÀ** (vedere fig. 3-2). Il seggiolino eiettabile MARTIN-BAKER MK.IQ7A, del tipo ad eiezione assistita da razzi ed a sequenza completamente automatica, consente l'abbandono in emergenza del velivolo a tutte le quote entro tutto il campo di velocità raggiungibili dal velivolo, comprese quota zero e velocità zero. Dopo l'eiezione esso provvede all'apertura automatica del paracadute ed alla separazione del pilota dal seggiolino. Il seggiolino è dotato di due maniglie di eiezione, una principale ubicata sopra la testa del pilota (tendina di protezione viso) e l'altra secondaria o di emergenza in corrispondenza delle ginocchia del pilota, posta sulla tazza del seggiolino stesso. Per provocare l'eiezione dovrebbe essere impiegata la maniglia collegata alla tendina di protezione viso, tuttavia, nei casi in cui il velivolo fosse sottoposto ad accelerazioni di notevoli entità, per cui potrebbe risultare molto difficoltoso sollevare le braccia e impugnare la maniglia superiore, è possibile provocare l'eiezione estraendo la maniglia inferiore di emergenza. Il cannone telescopico di eiezione, provvisto di una cartuccia primaria e di due secondarie ha lo scopo di sollevare ed espellere dal velivolo il seggiolino e l'occupante. Dopo che il seggiolino si è staccato dal velivolo, si verifica l'accensione di un pacco razzi che ha lo scopo di incrementare la traiettoria del seggiolino stesso, onde assicurare il raggiungimento di un'altezza sufficiente per lo spiegamento del paracadute, anche quando l'eiezione ha avuto inizio a quota zero e/o con velivolo fermo. Un cannoncino estrattore disposto sul lato sinistro della colonna sinistra del seggiolino ha lo scopo di estrarre il paracadute stabilizzatore, mentre un dispositivo barostatico di ritardo a tempo, installato sulla colonna destra, ha lo scopo di comandare automaticamente l'apertura del paracadute, in relazione al tempo ed alla quota per cui è stato tarato. Un complessivo formato da due paracadute stabilizzatori, racchiuso in un contenitore che serve anche da poggiatesta, viene estratto dal cannoncino estrattore per stabilizzare il seggiolino e rallentarne la velocità sulla traiettoria. Il complessivo paracadute principale consiste in una calotta alloggiata in uno speciale contenitore rigido ed in un insieme di bretelle di vincolo fissate al seggiolino in tre punti. Nella tazza del seggiolino è alloggiato un pacco di sopravvivenza che, oltre ad essere utile al pilota dopo l'eiezione in quanto contiene mezzi di salvataggio in mare e generi di conforto, serve anche da cuscino durante il volo. Un complessivo di retrazione bretelle costringe il pilota ad assumere e mantenere una corretta posizione prima che il seggiolino inizi la sua corsa verso l'alto, durante



- 1 DISPOSITIVO DI RITARDO CANNONE EIETTORE
- 2 CANNONCINO ESTRATTORE PARACADUTE STABILIZZATORE
- 3 CANNONE EIETTORE
- 4 CARTUCCE SECONDARIE EIEZIONE CANNONE
- 5 INIZIATORE GRUPPO RETRAZIONE BRETELLE
- 6 GRUPPO BAROSTATICO DI RITARDO A TEMPO
- 7 PACCO PARACADUTE
- 8 PACCO DI SOPRAVVIVENZA
- 9 MANIGLIA SGANCIO BRETELLE D'EMERGENZA E AZIONAMENTO DISPOSITIVO A CESOIA
- 10 INTERRUTTORE COMANDO AZIONATORE ELETTRICO REGOLAZIONE IN ALTEZZA SEGGIOLINO
- 11 PACCO RAZZI
- 12 MANIGLIA D'EIEZIONE PRINCIPALE
- 13 BRETELLE FERMA SPALLE
- 14 MANIGLIA A D
- 15 SCATOLA SGANCIO RAPIDO
- 16 MANIGLIA D'EIEZIONE D'EMERGENZA

- 17 POMELLO VERDE (Azionamento ossigeno di emergenza)
- 18 LEVA SGANCIO BRETELLE
- 19 LEVA SVINCOLO NASTRI RITEGNO GAMBE
- 20 NASTRI E GIARRETTIERE RITEGNO GAMBE
- 21 CONNETTORE TEL/MIC
- 22 MANDATA OSSIGENO
- 23 CONNESSIONE PER VALVOLA ANTI g
- 24 PEC LATO PILOTA
- 25 INGRESSO OSSIGENO DI EMERGENZA
- 26 PEC LATO SEGGIOLINO
- 27 VALVOLE D'INTERCETTAZIONE (Aperte quando le tre parti del PEC sono scollegate)
- 28 VALVOLE D'INTERCETTAZIONE (Aperte quando il lato velivolo del PEC è collegato al lato seggiolino)
- 29 LATO VELIVOLO DEL PEC
- 30 CONNETTORE A SCONNESSIONE RAPIDA DEL PEC
- 31 BOMBOLA OSSIGENO DI EMERGENZA
- 32 FUNE DI COLLEGAMENTO PILOTA AL PACCO DI SOPRAVVIVENZA

ALLA
MORSETTIERA T-69

Fig. 3-2. Seggiolino eiettabile Martin-Baker MK IQ7A.

l'eiezione. La regolazione in altezza del seggiolino è effettuata tramite un azionatore elettrico comandato da un interruttore situato sulla tazza del seggiolino.

3-17. IMPIANTO OSSIGENO D'EMERGENZA. Sul lato sinistro della tazza del seggiolino è installato uno dei due impianti ossigeno d'emergenza (alta o bassa quota). Ciascun gruppo è installato su un telaietto facilmente rimovibile dal seggiolino per facilitarne la rapida sostituzione ed entra in funzione automaticamente durante l'eiezione per fornire ossigeno al pilota. L'ossigeno viene erogato, durante l'eiezione, prima della separazione del pilota dal seggiolino. Nel caso si verificasse l'avaria dell'impianto ossigeno di bordo, è possibile far entrare in funzione l'impianto ossigeno d'emergenza per mezzo di un comando manuale.

3-18. PACCO DI SOPRAVVIVENZA. Il pacco di sopravvivenza consiste in un involucro rigido in fibra di vetro nel quale sono alloggiati un battellino di salvataggio, una bombolina per il gonfiaggio del battellino stesso ed un contenitore nel quale vi sono particolari utili al pilota in caso di eiezione in mare o su terreni impervi e spopolati. Sulla parte superiore dell'involucro, fissato tramite una serie di bottoni a sgancio rapido vi è un cuscino, appositamente studiato per fornire al pilota il massimo comfort. Il battellino, la bombola di gonfiaggio e gli elementi di sopravvivenza sono contenuti in una sacca, trattenuta nell'involucro per mezzo di quattro cinghie regolabili. Il pacco di sopravvivenza è collegato alle bretelle del pilota per mezzo di due cinghie di vincolo a sgancio rapido. Esso è inoltre collegato al pilota mediante una fune di collegamento consistente in un nastro tubolare piatto in nylon, color fiamma, a forma di Y. Inferiormente, un ramo dell'Y è collegato al contenitore del materiale di sopravvivenza, mentre l'altro ramo è collegato al fondo del battellino di salvataggio. Superiormente, la fune è collegata, tramite un raccordo a sconnessione rapida, al salvagente del pilota. La fune di collegamento è normalmente stivata in un alloggiamento sul lato sinistro del cuscino.

3-19. Durante la discesa in paracadute, susseguente all'eiezione, il pilota sgancia il pacco di sopravvivenza dalle cinghie di vincolo agendo sui pomelli di sgancio. Il pacco precipita in caduta libera estraendo il nastro a Y dal suo alloggiamento. Non appena il nastro ad Y viene estratto avviene lo sgancio delle cinghie di ritegno dell'involucro e viene azionata la bombola di gonfiamento del battellino. Il contenitore del pacco di sopravvivenza si separa dal pilota e cade isolato, rimanendo collegato, prima che il pilota raggiunga l'acqua, tramite la fune di connessione al battellino già gonfiato ed al pacco contenente il materiale di sopravvivenza. Se l'eiezione avviene a quota talmente bassa per cui il tempo di discesa con il paracadute risulta troppo breve, il pilota, dopo essere giunto in acqua ed avere sganciato il pacco di sopravvivenza dalle bretelle, può gonfiare il battellino azionando a mano la maniglia.

3-20. IMPIANTO OSSIGENO

3-21. GENERALITÀ (vedere fig. 3-3). L'impianto ossigeno utilizza ossigeno liquido. L'impianto è composto da un convertitore da 5 litri, munito di indicatore di livello a capacità, da una valvola di rifornimento, da una valvola di formazione pressione e sfiato, da uno scambiatore di calore, da un indicatore di quantità, da un pannello di comando e da un regolatore diluitore a domanda. La capacità di ossigeno disponibile è sufficiente per un volo della durata approssimativa di 4 ore.

3-22. CONVERTITORE. Il complessivo convertitore è costituito da un gruppo formato da un contenitore, sul quale sono installati un trasmettitore di livello a capacità, una serpentina di formazione pressione, raccordi, una valvola di chiusura in pressione, una valvola di scarico sovrappressione, una valvola di apertura in pressione, una valvola di non ritorno e relative tubazioni e cablaggi.

3-23. Il convertitore ossigeno liquido ha una capacità di 5 litri di ossigeno liquido, misurato ad 1 atmosfera e, 24 ore dopo il rifornimento, deve avere ancora una disponibilità di ossigeno corrispondente a circa 107 cubic feet di ossigeno allo stato libero. Il convertitore fornisce l'ossigeno all'impianto del velivolo con una pressione nominale di 70 psi. L'ossigeno liquido è raccolto in un contenitore consistente in un doppio recipiente chiuso. Entrambi gli elementi che costituiscono il contenitore, sia l'interno che l'esterno, sono costruiti a tenuta stagna onde assicurare il vuoto permanente nell'intercapedine tra i recipienti. L'indicazione della quantità di ossigeno presente nel contenitore viene ottenuta tramite l'impiego di un trasmettitore di livello, collegato all'indicatore. Il trasmettitore è un elemento che fa parte integrale del convertitore ed ha la funzione di inviare segnali al gruppo indicatore in abitacolo. La trasformazione dell'ossigeno da liquido a gassoso viene favorita dalla serpentina, che assolve anche lo scopo di creare la pressione necessaria al funzionamento dell'impianto ed a mantenere la pressione di esercizio richiesta. La valvola di scarico sovrappressione ha lo scopo di scaricare la pressione in eccesso quando questa raggiunge il valore di 100 + 120 psi; la valvola con chiusura a pressione, che rimane aperta fino a quando la pressione non raggiunge i 70 (±5) psi, ha lo scopo di mantenere nell'impianto la pressione di esercizio. La valvola con apertura a pressione, che si apre invece ad una pressione di 80 (±2) psi, funziona da economizzatore dell'alimentazione dell'ossigeno liquido, in quanto permette di sfruttare l'ossigeno gassoso formatosi nel convertitore quando la pressione raggiunge un valore compreso entro il campo di 80 + 100 psi.

3-24. La valvola di formazione pressione e sfiato è installata vicino alla valvola di rifornimento ed è accessibile attraverso lo sportello N. 6. Essa è del tipo a due vie, azionata manualmente con un raccordo per la formazione pressione ed un raccordo per lo sfiato. Ruotando la maniglia in senso orario si dispone la valvola su OPEN (sfiato) in modo che la sede interna della valvola stessa chiuda il raccordo di formazione

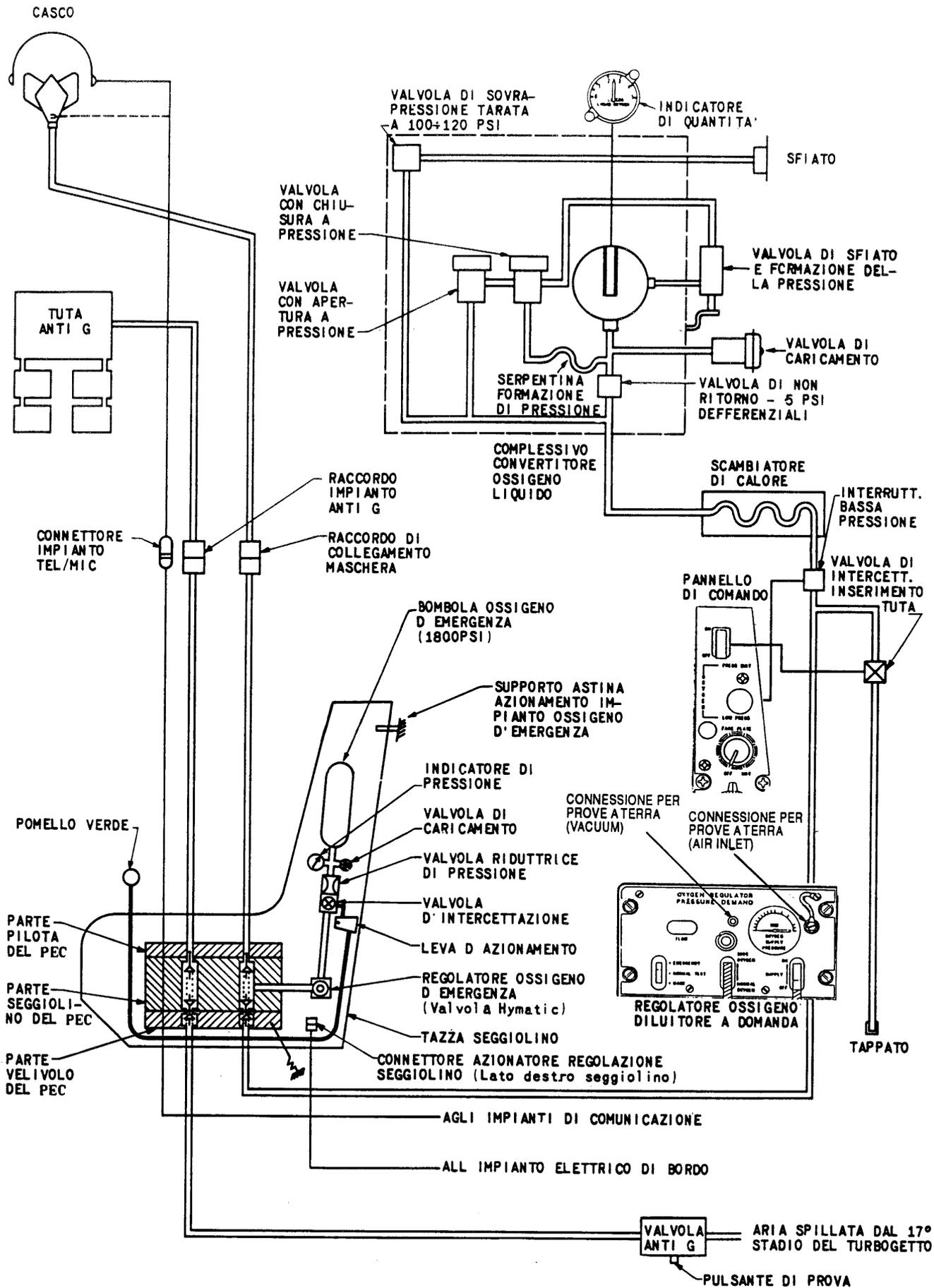


Fig. 3-3. Schema impianto ossigeno.

pressione ed apra il raccordo di sfiato. Ruotando la maniglia in senso antiorario si dispone la valvola su CLOSED (formazione pressione) in modo che la sede interna della valvola stessa chiuda il raccordo di sfiato ed apra il raccordo di formazione pressione. Lo sportello di accesso N. 6 è progettato in modo tale che si possa chiudere solo quando la valvola di formazione pressione e sfiato si trova in posizione CLOSED (formazione pressione).

3-25. La valvola di rifornimento ossigeno liquido è installata vicino alla valvola di formazione pressione e di sfiato, e vi si accede aprendo lo sportello N. 6. Essa è del tipo a sconnessione rapida e consiste essenzialmente in una valvola caricata a molla ed in un tappo di protezione. Dopo la rimozione del tappo, la tubazione di rifornimento dal carrellino ossigeno viene collegata alla valvola, permettendo così all'ossigeno liquido di entrare nell'impianto.

3-26. Lo scambiatore di calore dell'impianto ossigeno liquido è installato in abitacolo dietro il seggiolino. La sua funzione è di elevare la temperatura dell'ossigeno ad un valore prossimo a quello ambiente, prima che l'ossigeno venga respirato dal pilota.

3-27. **REGOLATORE DILUITORE OSSIGENO A DOMANDA.** Il regolatore diluitore ossigeno a domanda, installato all'estremità anteriore del pannello laterale destro, è composto da un indicatore della pressione ossigeno di alimentazione, una levetta d'intercettazione alimentazione (SUPPLY) del tipo ON-OFF, una levetta selettiva rapporto aria ossigeno NORMAL OXYGEN-100% OXYGEN, un indicatore flusso ossigeno ed una levetta inserimento emergenza e prova maschera.

3-28. **INDICATORE QUANTITÀ OSSIGENO.** L'indicatore quantità ossigeno è installato sul cruscotto inferiore destro. È un indicatore del tipo a capacità, e misura in litri la quantità esistente nel contenitore.

3-29. **PANNELLO DI COMANDO OSSIGENO.** Sul pannello di comando ossigeno, di fianco al regolatore ossigeno, è installata una levetta a due posizioni (ON-OFF) di inserimento tuta per alta quota. Sul pannello è inoltre installata una lampada spia bassa pressione ossigeno, la quale fornisce un avviso al pilota quando la pressione dell'ossigeno inizia a diminuire. La luce si accende quando il valore della pressione ossigeno sull'indicatore scende a 50 (\pm 5) psi.

3-30. IMPIANTO DI DECELERAZIONE

3-31. **PARACADUTE FRENO** (vedere fig. 3-4). L'impianto paracadute freno comprende un paracadute freno (di decelerazione) del diametro di 18 feet di tipo a strisce anulari, un vano di alloggiamento paracadute situato nella parte inferiore del velivolo immediatamente dietro alla FS614, ed un cavo di azionamento comandato dalla maniglia di apertura DRAG CHUTE posta sul cruscotto inferiore dell'abitacolo. Nonostante il vano paracadute freno sia situato nel tronco

posteriore di fusoliera, il gancio del paracadute è ubicato nella fusoliera centrale immediatamente davanti alla FS614.

3-32. Lo sportello vano paracadute freno è incernierato sul suo bordo anteriore e l'azione di una molla tende a portarlo in apertura. Un cavo ed un meccanismo a puleggia consentono la chiusura del vano tramite l'azionamento di una maniglia di chiusura, posta sul fasciame inferiore della fusoliera posteriore immediatamente dietro al vano paracadute.

3-33. Collegato all'estremità posteriore dello sportello vano paracadute vi è uno sportellino caricato a molla che trattiene in sede il calottino estraattore durante l'installazione del paracadute.

3-34. **GANCIO DI ARRESTO** (vedere fig. 3-5). L'impianto gancio di arresto è un impianto di emergenza ed è progettato in modo da poter agganciare il cavo della barriera di arresto, situato trasversalmente alla pista di decollo in prossimità delle testate, e poter quindi arrestare il velivolo se la corsa di rullaggio si rivelasse troppo lunga. L'impianto è completamente indipendente dal normale impianto freni ruote, ed è collegato con il cavo di abbassamento sportello paracadute freno. L'impianto del gancio d'arresto comprende i seguenti complessivi: gancio di arresto, pistone, smorzatore, ritegno gancio di arresto, pulsante di comando sgancio HOOK RELEASE e lampada spia gancio abbassato HOOK DOWN, situata sul lato sinistro boccaporto abitacolo, sotto il pulsante di comando.

3-35. Il gancio di arresto è installato sulla FS583.06 della fusoliera, immediatamente dietro al portellone idraulico e 4,5 inch alla destra dell'asse centrale di fusoliera. Parte del gancio di arresto è stivata nella fusoliera, onde ridurre la resistenza aerodinamica e la possibilità di interferenza con l'antenna TACAN; tuttavia la pinna ventrale potrebbe esser danneggiata qualora gli spostamenti laterali dell'asta del gancio, dopo l'aggancio della barriera, superassero i 7°.

3-36. IMPIANTO COMANDO APERTURA SPORTELLI TURBINA AD ARIA DINAMICA

3-37. **GENERALITÀ** (vedere fig. 3-6). L'impianto di apertura dello sportello turbina ad aria dinamica consiste in una maniglia di comando apertura situata sul lato destro del cruscotto inferiore, un meccanismo di bloccaggio comandato da un cavo, ed un martinetto di smorzamento. Il cavo, collegato alla maniglia di apertura, è sistemato dietro il cruscotto inferiore, lungo il lato destro del velivolo e sotto il pannello laterale destro. Il cavo prosegue posteriormente attraverso la parte superiore del vano della centralina corrente alternata, fino ad arrivare al meccanismo di apertura dello sportello turbina ad aria dinamica.

3-38. Il meccanismo di apertura consiste in un chiovistello di collegamento, un martinetto e relative molle. Il martinetto, che assolve la doppia funzione di estensione e di smorzamento, è munito di una molla di compressione interna ed è riempito di olio idraulico.

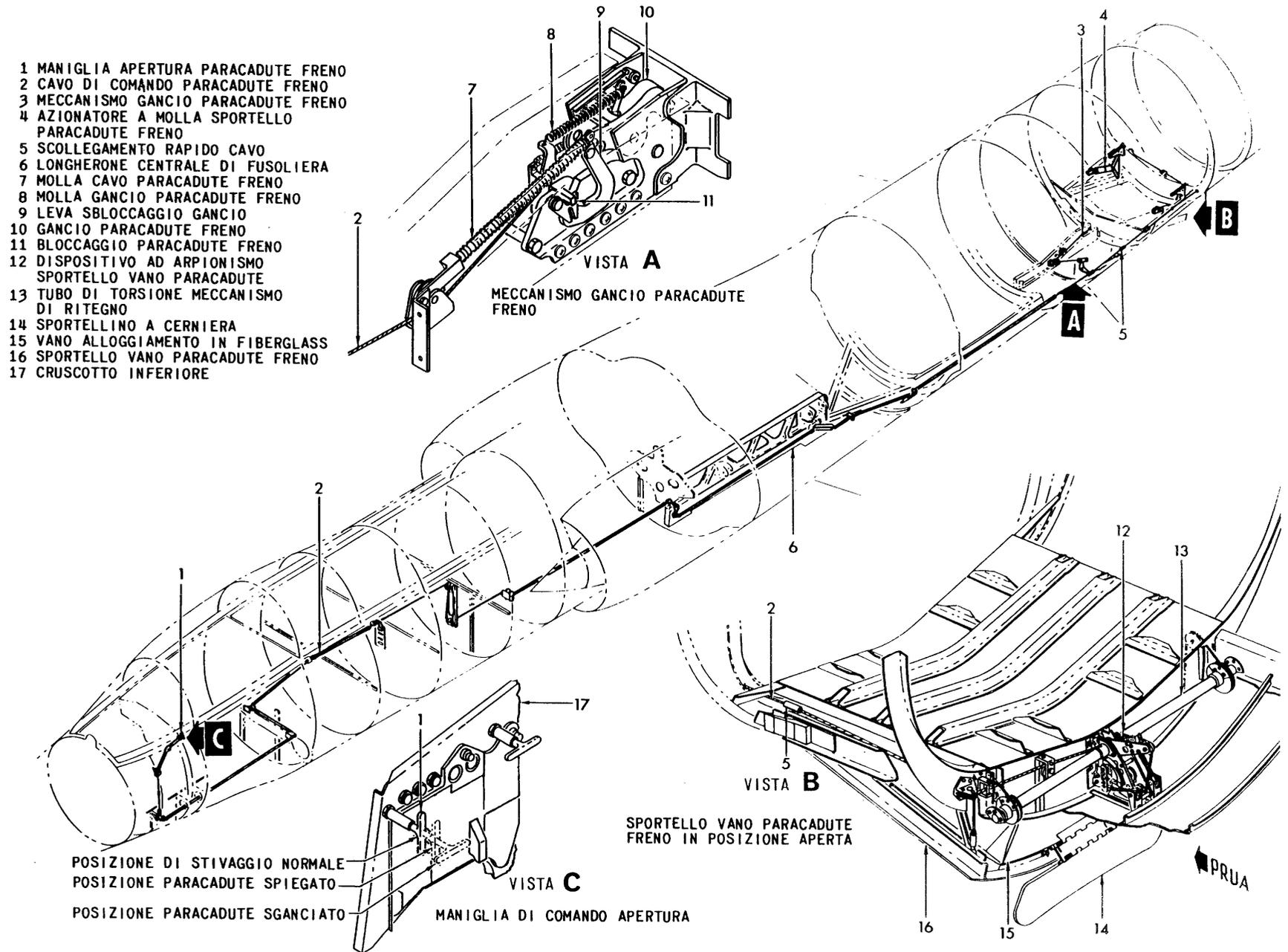


Fig. 3-4. Impianto paracadute freno.

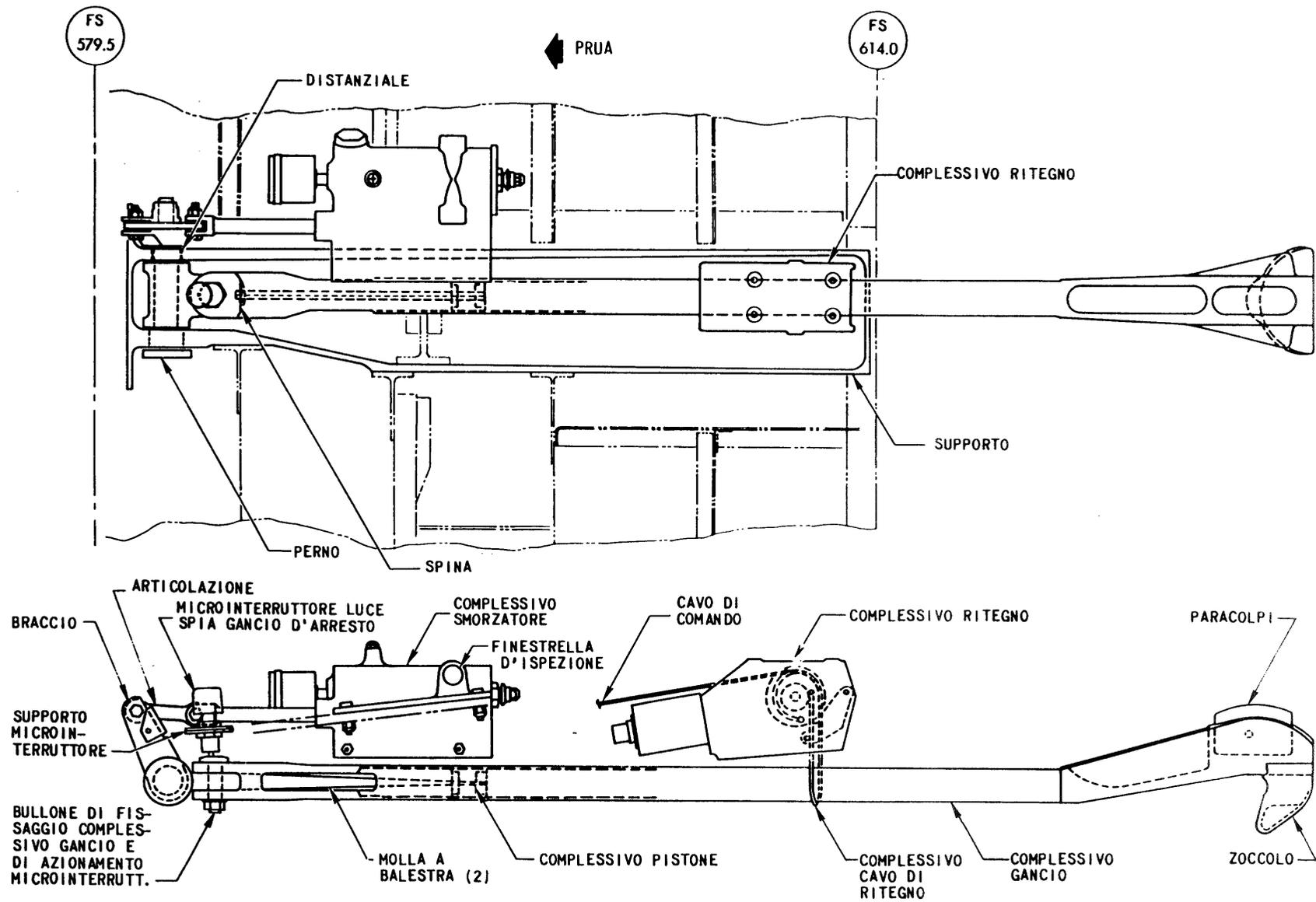
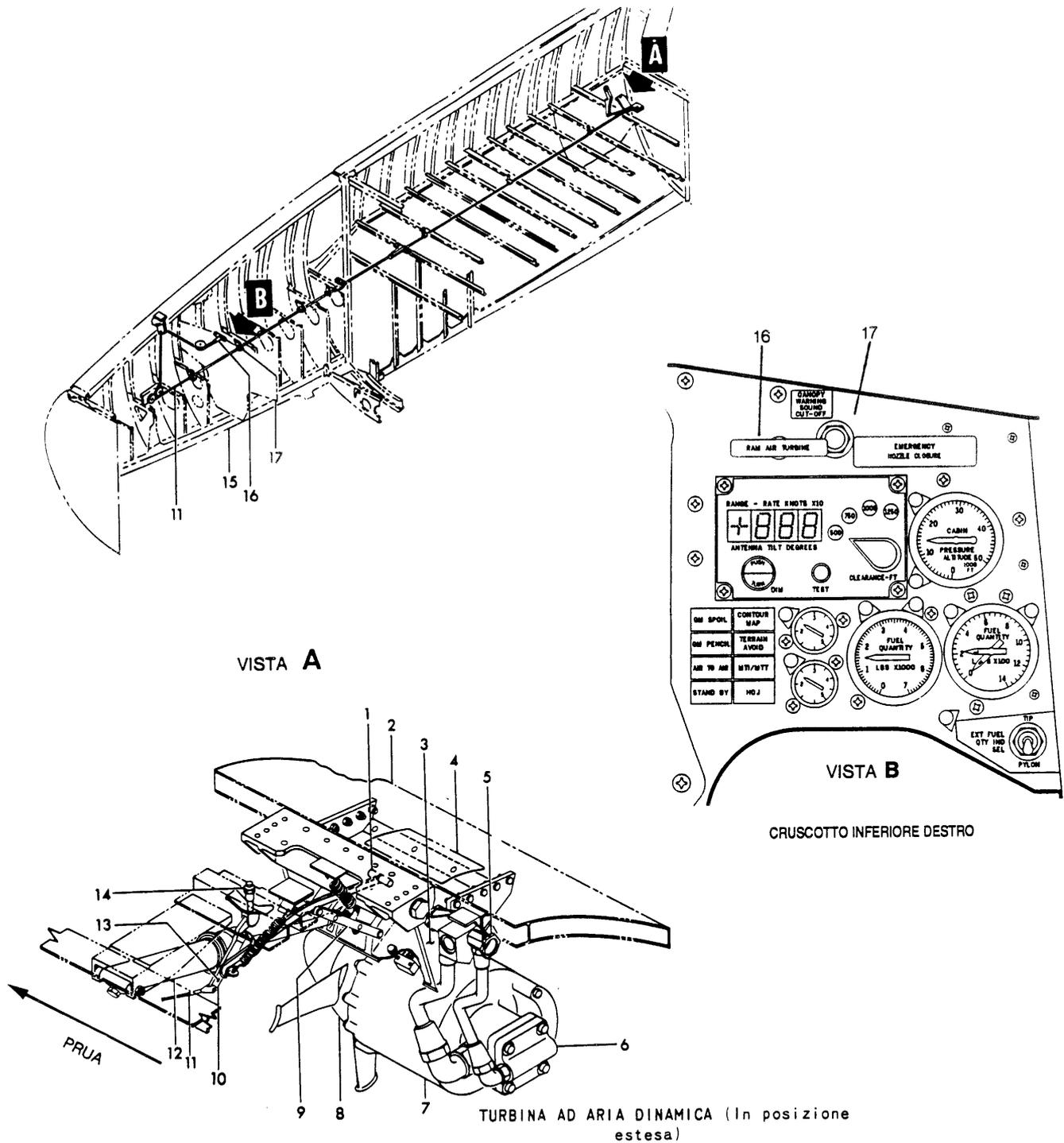


Fig. 3-5. Impianto gancio di arresto.



- 1 ATTREZZO PER CHIUSURA
- 2 SPORTELLO TURBINA AD ARIA DINAMICA
- 3 COMPLESSIVO SUPPORTO TURBINA ARIA DINAMICA
- 4 SPORTELLINO DI ACCESSO BLOCCAGGIO IN ALTO
- 5 COMPLESSIVO RACCORDO IDRAULICO (Orientabile)
- 6 POMPA IDRAULICA DI EMERGENZA
- 7 GENERATORE DI EMERGENZA
- 8 TURBINA AD ARIA DINAMICA
- 9 COLLEGAMENTO DI ARTICOLAZIONI
- 10 CHIAVISTELLO DI SGANCIO
- 11 CAVO DI SGANCIO
- 12 MARTINETTO SMORZATORE
- 13 FORO PER FRENATURA (Chiavistello di sgancio)
- 14 DADO FORCELLA
- 15 BOCCAPORTO INFERIORE DI ACCESSO ABITACOLO
- 16 MANIGLIA DI SGANCIO TURBINA ARIA DINAMICA
- 17 CRUSCOTTO INFERIORE DESTRO

Fig. 3-6. Impianto apertura sportello turbina aria dinamica.

La molla viene compressa quando lo sportello è chiuso e si estende spingendo verso l'esterno lo sportello stesso quando la maniglia di apertura viene tirata. Dopo che lo sportello è parzialmente aperto ed esposto alla corrente di aria, il carico aerodinamico lo apre com-

pletamente fino a bloccarlo in posizione tutta aperta, tramite l'azione di un gancio eccentrico. L'olio idraulico del martinetto smorza la sollecitazione provocata dall'elevato carico aerodinamico sullo sportello, durante gli ultimi 3 inch di corsa del pistone.

SEZIONE IV

IMPIANTO IDRAULICO

Indice	Pag.
DESCRIZIONE	4-1
Impianto idraulico	4-1

DESCRIZIONE

4-1. IMPIANTO IDRAULICO

4-2. **GENERALITÀ** (vedere figg. 4-1, 4-2 e 4-3). L'alimentazione idraulica per l'azionamento dei vari dispositivi nel velivolo è fornita da due impianti idraulici completamente indipendenti (N. 1 e N. 2) e da un impianto idraulico di emergenza. Entrambi gli impianti N. 1 e N. 2 forniscono simultaneamente l'alimentazione idraulica durante tutte le condizioni normali di funzionamento. Entrambi gli impianti sono del tipo a circuito chiuso e forniscono una pressione di 3000 psi. La pressione viene fornita in continuità dall'azione delle pompe di tipo a pistone, a portata automaticamente variabile, trascinate dal turbogetto.

4-3. L'impianto idraulico N. 1 fornisce l'alimentazione idraulica al martinetto posteriore del servocomando stabilizzatore tramite il complessivo di servocomando stabilizzatore, al servocomando autopilota dello stabilizzatore, all'azionatore dell'impianto di controllo automatico assetto longitudinale del velivolo (APC), a ciascun martinetto inferiore dei due complessivi martinetti timone di direzione tramite il complessivo di servocomando timone, ai cinque martinetti interni dei servocomandi alettone destro e sinistro tramite i complessivi di servocomando alettoni destro e sinistro, all'azionatore dell'autopilota alettoni.

4-4. L'impianto idraulico N. 2 fornisce l'alimentazione idraulica al martinetto anteriore del servocomando stabilizzatore tramite il complessivo di servocomando stabilizzatore, a ciascun martinetto superiore dei due complessivi martinetti timone di direzione tramite il complessivo servocomando timone, ai cinque martinetti esterni dei servocomandi alettone destro e sinistro, al motore idraulico del generatore a frequenza fissa. Attraverso una valvola di priorità questo impianto alimenta anche i freni aerodinamici, il carrello d'atterraggiamento, lo sterzo ruotino anteriore, i deflettori aria secondaria turbogetto, i freni potenziati e gli sportelli ingresso aria ausiliaria turbogetto. In caso di perdita di pressione la valvola di priorità

interrompe il flusso a questi ultimi impianti non prioritari riservando la pressione disponibile ai comandi di volo.

4-5. L'impianto idraulico di emergenza fornisce direttamente la pressione all'impianto idraulico N. 1. L'alimentazione è fornita da una pompa d'emergenza trascinata da una turbina ad aria dinamica.

4-6. In caso di avaria all'impianto N. 1 o al N. 2, l'impianto che rimane efficiente permette il funzionamento dei comandi di volo, anche se con una velocità di spostamento delle superfici inferiore alla normale. Se entrambi gli impianti subiscono un'avaria, la pompa di emergenza azionata dalla turbina fornisce una portata sufficiente per il funzionamento dei comandi di volo ma ad una velocità di spostamento ulteriormente ridotta. Le manovre rapide inoltre risultano limitate quando la pompa trascinata dalla turbina ad aria dinamica è l'unica sorgente di pressione idraulica dell'impianto N. 1, in quanto la portata si riduce a 1/5 rispetto alle condizioni di funzionamento normali. Se la pressione dell'impianto N. 2 diminuisce, i chiavistelli di bloccaggio in alto degli sportelli carrello possono essere sganciati manualmente, in modo da permettere agli sportelli di aprirsi ed al carrello di abbassarsi per gravità e per azione delle forze aerodinamiche. Il carrello, quando completamente abbassato, si blocca in basso meccanicamente.

4-7. Alcuni particolari idraulici sono installati sulla superficie interna del portellone di accesso al turbogetto situato sul ventre della fusoliera. I particolari sono accessibili per la manutenzione quando questo sportello è aperto. Una valvola selettiva di prova a terra, montata sul portellone, rende possibile il collegamento degli impianti N. 1 o N. 2 o di entrambi contemporaneamente all'alimentazione idraulica a terra. I serbatoi possono essere riforniti per mezzo della valvola selettiva di prova a terra, controllando il rifornimento per mezzo dell'indicatore di livello montato sul lato anteriore dell'apertura del portellone di accesso al turbogetto.

4-8. Il fluido usato è olio idraulico Spec. MIL-H-5606B. In tutto l'impianto idraulico sono usati raccordi non svasati MS in tutti i collegamenti, ad eccezione di quelli dotati di giunti a sconnessione rapida. In tutto l'impianto sono usate tubazioni in acciaio resistente alla corrosione, con l'eccezione di pochi tubi di drenaggio realizzati in lega di alluminio.

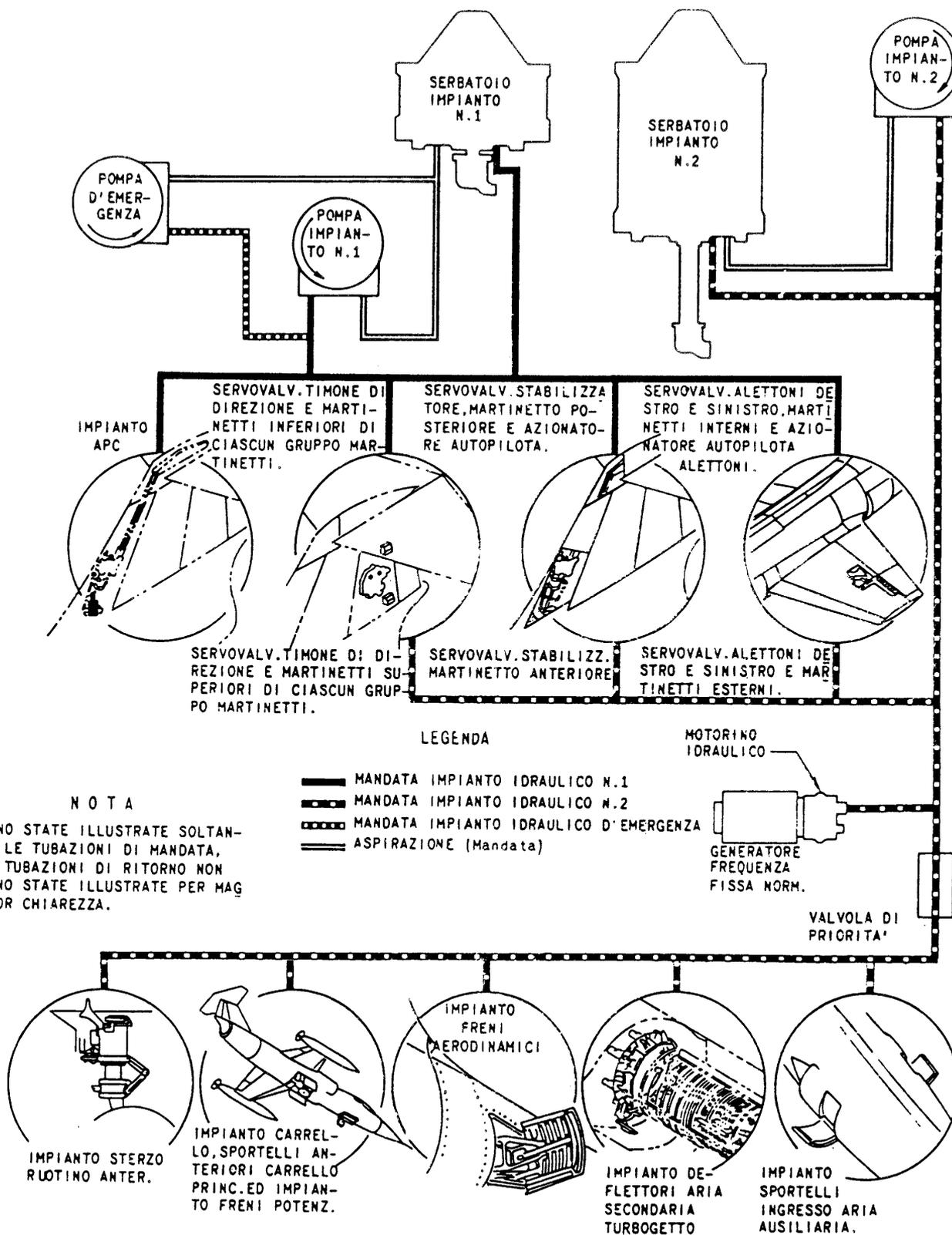


Fig. 4-1. Schema semplificato impianto idraulico.

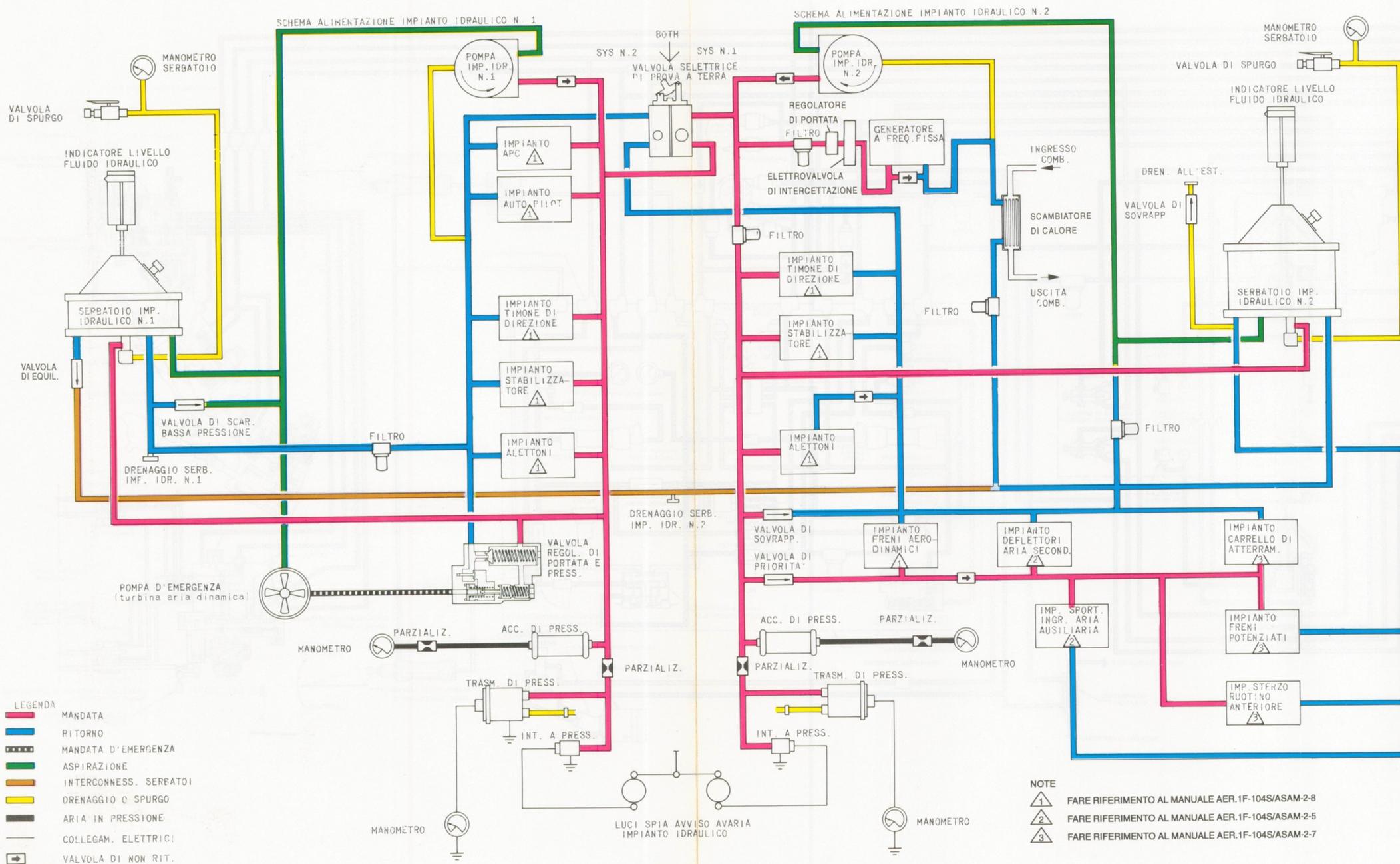


Fig. 4-2. Schema a blocchi impianto idraulico.

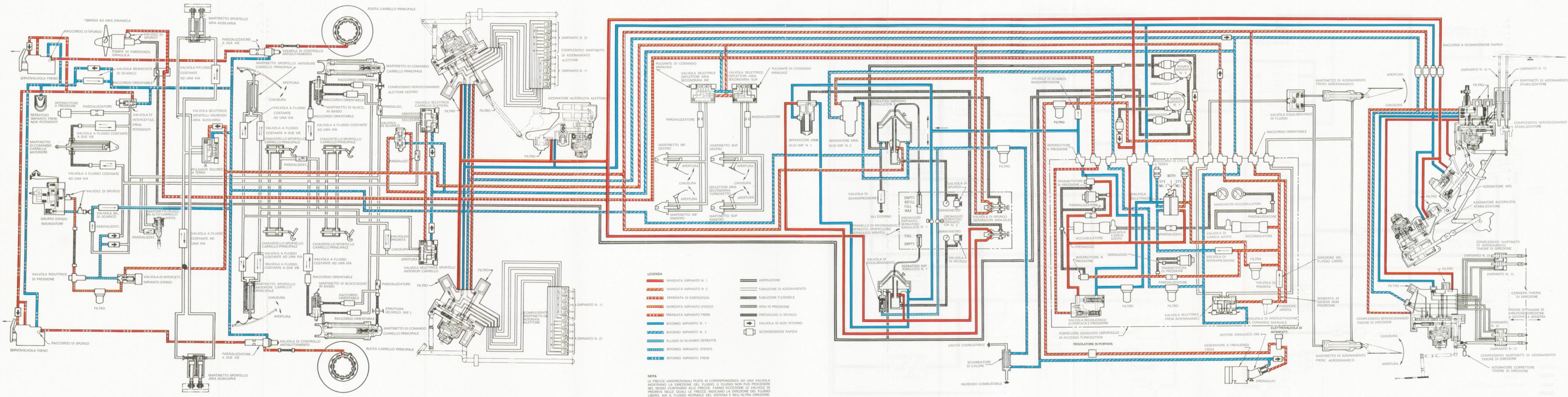


Fig. 4-3. Schema generale di principio impianto idraulico.

4-9. CARATTERISTICHE DELL'IMPIANTO
IDRAULICO.

Pressione dell'impianto idraulico: 3000 psi.

Specifica del fluido idraulico: MIL-H-5606B.

Capacità dei serbatoi dell'impianto:

	U.S. GAL	IMP. GAL	LITRI
Serbatoio N. 1:			
al segno FULL ..	0,49	0,41	1,86
Serbatoio N. 2:			
al segno REFILL	0,90	0,75	3,41
al segno FULL ..	1,17	0,98	4,43
al segno MAX ...	1,83	1,52	6,93
Capacità totale impianti idraulici	7,59	6,31	28,73

SEZIONE V

IMPIANTO ARIA IN PRESSIONE, CONDIZIONAMENTO E PRESSURIZZAZIONE

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	5-1
Impianto aria in pressione	5-1
Impianto condizionamento e pressurizzazione	5-1

DESCRIZIONE

5-1. IMPIANTO ARIA IN PRESSIONE

5-2. GENERALITÀ (*vedere fig. 5-1*). Il 17° stadio del compressore del turbogetto è dotato di tre punti di spillamento attraverso i quali viene prelevata aria in pressione impiegata per alimentare gli impianti pneumatici di bordo. L'aria spillata dalle due prese del turbogetto, situate nelle posizioni di ore otto e ore quattro (guardando verso prua), viene inviata all'impianto di controllo strato limite nelle semiali sinistra e destra. Attraverso un'altra presa dislocata in posizione ore undici, viene spillata aria che attraverso lo scambiatore di calore primario, viene inviata agli impianti di travaso combustibile e pressurizzazione serbatoi interni, all'impianto di condizionamento e pressurizzazione abitacolo e all'impianto rimozione pioggia. Dall'impianto di condizionamento e pressurizzazione viene inoltre prelevata aria per l'impianto antiappannante del parabrezza del tettuccio e del trasparente del comparto elettronico. Dai condotti di mandata dell'impianto rimozione pioggia viene inoltre spillata aria per l'impianto di controllo temperatura comparto elettronico, per la pressurizzazione delle guarnizioni di tenuta tettuccio, per il gonfiaggio delle sacche della tuta anti-g e per la pressurizzazione degli apparati radar di prua.

5-3. L'aria in pressione, prelevata dal motore, passa attraverso una valvola di intercettazione azionata elettricamente da un motore a c.c. La valvola è comandata da un interruttore posto sulla bocchetta di ventilazione del pilota. La valvola di intercettazione aria in pressione è aperta quando la bocchetta di ventilazione è chiusa, ed è chiusa quando la bocchetta di ventilazione è aperta.

5-4. IMPIANTO CONDIZIONAMENTO E PRESSURIZZAZIONE

5-5. GENERALITÀ (*vedere fig. 5-2*). L'impianto di condizionamento e pressurizzazione invia in abitacolo e nel comparto elettronico aria opportunamente condizionata per il comfort del pilota e il raffreddamento degli apparati elettronici. Inoltre in quota, mantiene la pressione dell'abitacolo entro valori accettabili per l'organismo umano e che non provocano disturbi di carattere fisiologico. L'aria in pressione proveniente dal turbogetto passa attraverso lo scambiatore di calore primario e la valvola di intercettazione aria, e successivamente entra nel gruppo di condizionamento, nel quale viene raffreddata. Una parte di quest'aria viene impiegata per raffreddare le attrezzature elettroniche e pressurizzare il comparto elettronico. La parte rimanente viene miscelata con aria più calda che non è stata fatta passare attraverso tutti gli organi di raffreddamento del gruppo di condizionamento e viene usata per pressurizzare e condizionare la cabina.

5-6. Il flusso d'aria che fuoriesce dal regolatore di pressione abitacolo è utilizzato per raffreddare le apparecchiature radar di prua.

5-7. L'impianto di pressurizzazione comprende un regolatore di pressione ed una valvola di sicurezza sia nell'abitacolo che nel comparto elettronico. Il funzionamento di entrambi gli impianti è simile, anche se il comparto elettronico è pressurizzato ad una pressione inferiore a quella dell'abitacolo. La differenza di pressione è di circa 2 psi (4,07 inch di mercurio).

5-8. RAFFREDDAMENTO APPARATI ELETTRONICI (*vedere fig. 5-2*). L'aria a bassa temperatura proveniente dal gruppo di condizionamento viene fatta passare attraverso una pompa a getto la quale ha lo scopo di risucchiare l'aria circostante, in modo da aumentare la portata dell'aria di raffreddamento diretta entro il condotto di raffreddamento del comparto elettronico. L'aria all'ingresso dell'intelaiatura di sostegno apparati elettronici viene mantenuta ad una temperatura di 65 ÷ 80 °F, introducendo un flusso di aria calda di portata controllata in un manicotto di miscelazione ausiliario all'ingresso della pompa a getto. L'aria calda è prelevata dal condotto rimozione pioggia e la sua portata è regolata da un termostato pneumatico e da una valvola di regolazione. Nel caso si

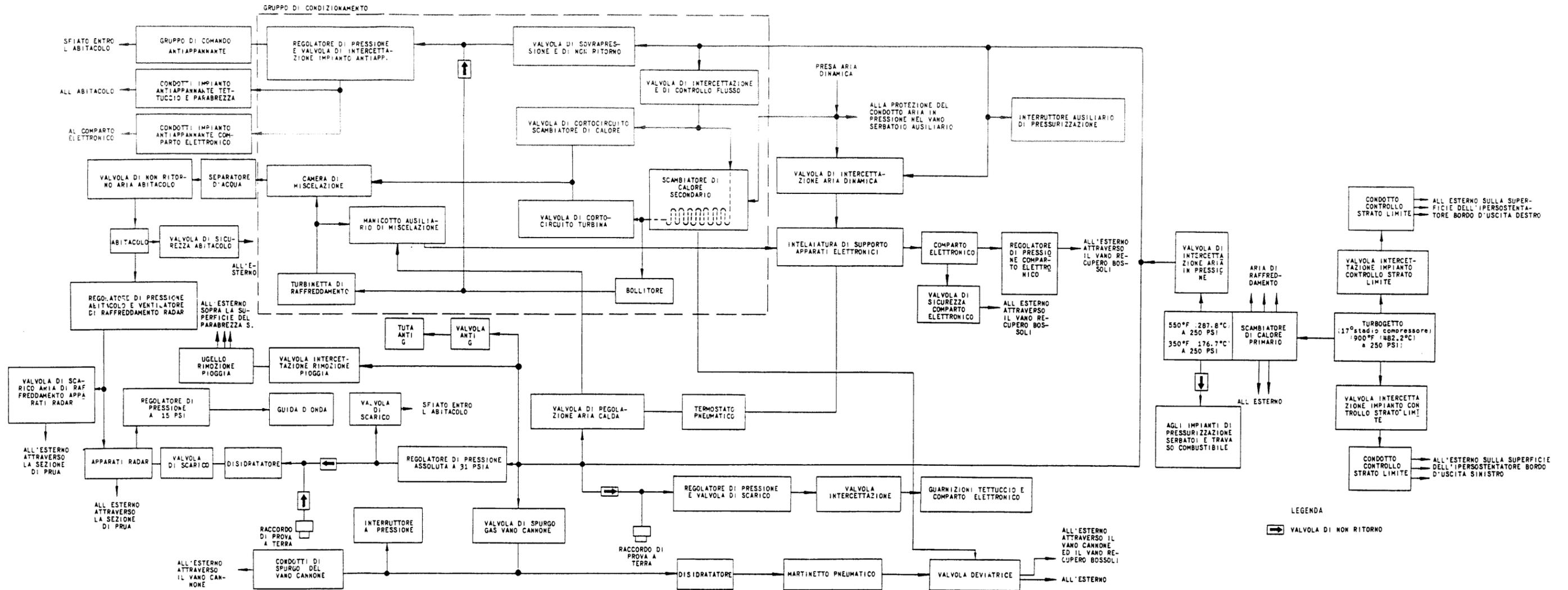


Fig. 5-1. Schema a blocchi impianto aria in pressione.

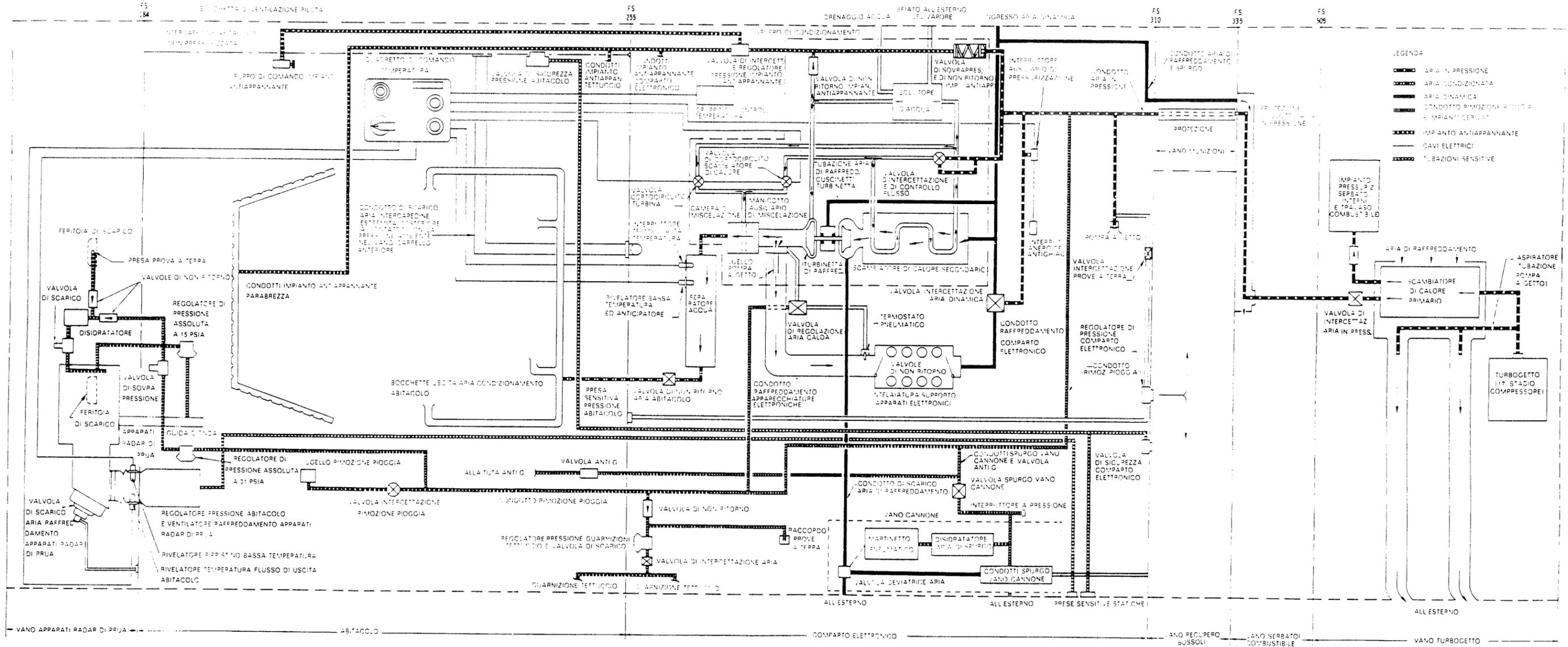


Fig. 5-2. Schema impianto pressurizzazione e condizionamento.

verificati durante il volo un abbassamento della pressione dell'aria di raffreddamento, indice di una diminuzione di portata, avviene l'apertura di una valvola d'intercettazione aria che permette l'ingresso di un flusso d'aria ausiliario prelevato da una presa dinamica sul

lato destro del velivolo, e lo convoglia sull'estremità posteriore dell'incastellatura degli apparati elettronici. Il raffreddamento a terra può essere realizzato in modo simile mandando aria da una sorgente esterna, mediante un adattatore collegato alla presa dinamica.

SEZIONE VI

GRUPPO MOTOPROPULSORE

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	6-1
Descrizione del turbogetto	6-1
Descrizione dei componenti	6-1
Funzionamento del turbogetto	6-10
Impianti di controllo turbogetto	6-12
Prese aria	6-12
Impianto di avviamento turbogetto	6-15
Gruppo manetta di comando turbogetto ..	6-17
Circuito combustibile principale	6-17
Impianto di accensione	6-19
Circuito combustibile postbruciatore	6-20
Impianto di comando ugello a sezione variabile	6-21
Circuito comando palette ad incidenza variabile	6-25
Impianto di lubrificazione e di ricupero ...	6-25
Impianto antighiaccio	6-28
Sistema di collegamento meccanico organi di regolazione	6-30

DESCRIZIONE

6-1. DESCRIZIONE DEL TURBOGETTO

6-2. Il turbogetto J79-GE-19 (vedere fig. 6-1) è del tipo ad alto rapporto spinta/peso, a flusso assiale, con postbruciatore a spinta variabile. Esso comprende un compressore a 17 stadi, un gruppo di combustione con 10 tubi fiamma compresi fra un involucro esterno e un involucro interno, un rotore turbina a 3 stadi, un gruppo postbruciatore che consente di ottenere variazioni di spinta regolando la portata combustibile e controllando la posizione dell'ugello di scarico a sezione variabile.

Nota

La fig. 6-2 illustra il numero di identificazione e la posizione dei componenti che sono numerati progressivamente in senso orario, a partire dal N. 1 che corrisponde alla posizione ore 12, o subito a destra di tale posizione, guardando dalla parte posteriore del turbogetto verso la parte anteriore.

6-3. DESCRIZIONE DEI COMPONENTI

6-4. GRUPPO COMPRESSORE.

6-5. INCASTELLATURA ANTERIORE COMPRESSORE. L'incastellatura anteriore compressore

(vedere fig. 6-3) costituisce il passaggio di ingresso dell'aria al turbogetto e sostiene la parte anteriore del rotore compressore. L'incastellatura è una fusione di alluminio e comprende un involucro esterno collegato al mozzo interno mediante otto razze cave, disposte in posizioni equidistanti e aventi un profilo aerodinamico. L'incastellatura alloggia il pozzetto del cuscinetto N. 1 e le 20 palette del distributore di ingresso (IGV) col loro meccanismo di azionamento.

6-6. Sull'involucro esterno dell'incastellatura sono ricavate tre flange di supporto in posizione ore 12, ore 3 e ore 9; ad una flangia di montaggio in posizione ore 6 è fissata la scatola ingranaggi intermedia. Venti fori equidistanti alloggiano i cuscinetti sferici dei codoli esterni di articolazione delle palette del distributore d'ingresso.

6-7. Il mozzo alloggia la scatola ingranaggi anteriore, fissata alla parte anteriore del mozzo stesso, e che fa parte del pozzetto del cuscinetto N. 1. Sulla parte posteriore del mozzo è montato il supporto interno delle IGV, in alluminio diviso in due parti, che alloggia i cuscinetti sferici dei codoli interni di articolazione delle IGV. Un coperchio chiude lo spazio compreso fra il supporto interno e la tenuta olio del cuscinetto N. 1, in modo da formare un collettore utilizzato per l'aria antighiaccio.

6-8. Le razze dell'incastellatura anteriore consentono il passaggio delle tubazioni dell'aria di raffreddamento pozzetto, dell'aria antighiaccio, dell'olio di lubrificazione e di ricupero, e dell'alberino radiale di comando che trasmette il moto alla scatola ingranaggi intermedia.

6-9. STATORE DEL COMPRESSORE. Il complessivo statore compressore (vedere fig. 6-3) è composto da due involucri cilindrici in acciaio chromalloy, separabili in semigusci in corrispondenza del piano medio orizzontale, in modo da permetterne la rimozione. Essi vengono collegati fra loro mediante flange, che si accoppiano in modo tale che uno dei due semigusci dell'involucro posteriore dovrà essere rimosso nel caso sia necessario smontare il corrispondente semigusci dell'involucro anteriore; tuttavia, se devono essere rimossi entrambi i semigusci, superiore o inferiore, possono esserlo in blocco. L'involucro anteriore del compressore comprende i sei stadi di palette ad incidenza variabile e il loro meccanismo di azionamento, e le palette del 7° stadio, che sono a calettamento fisso. Le nervature esterne degli involucri sono anche utilizzate per il montaggio degli accessori del turbogetto.

SEZIONE VI

GRUPPO MOTOPROPULSORE

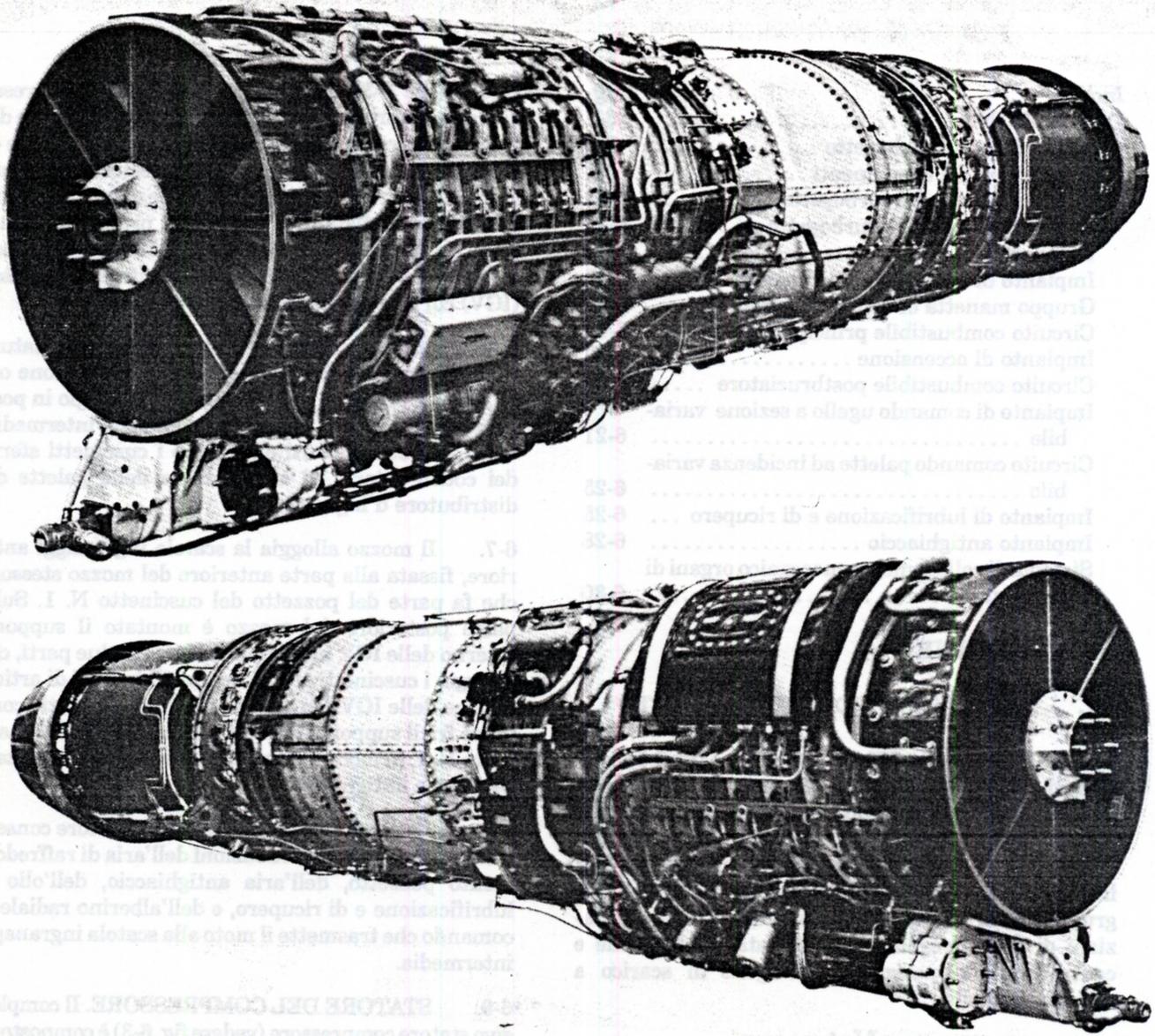


Fig. 6-1. Turbogetto J79-GE-19.

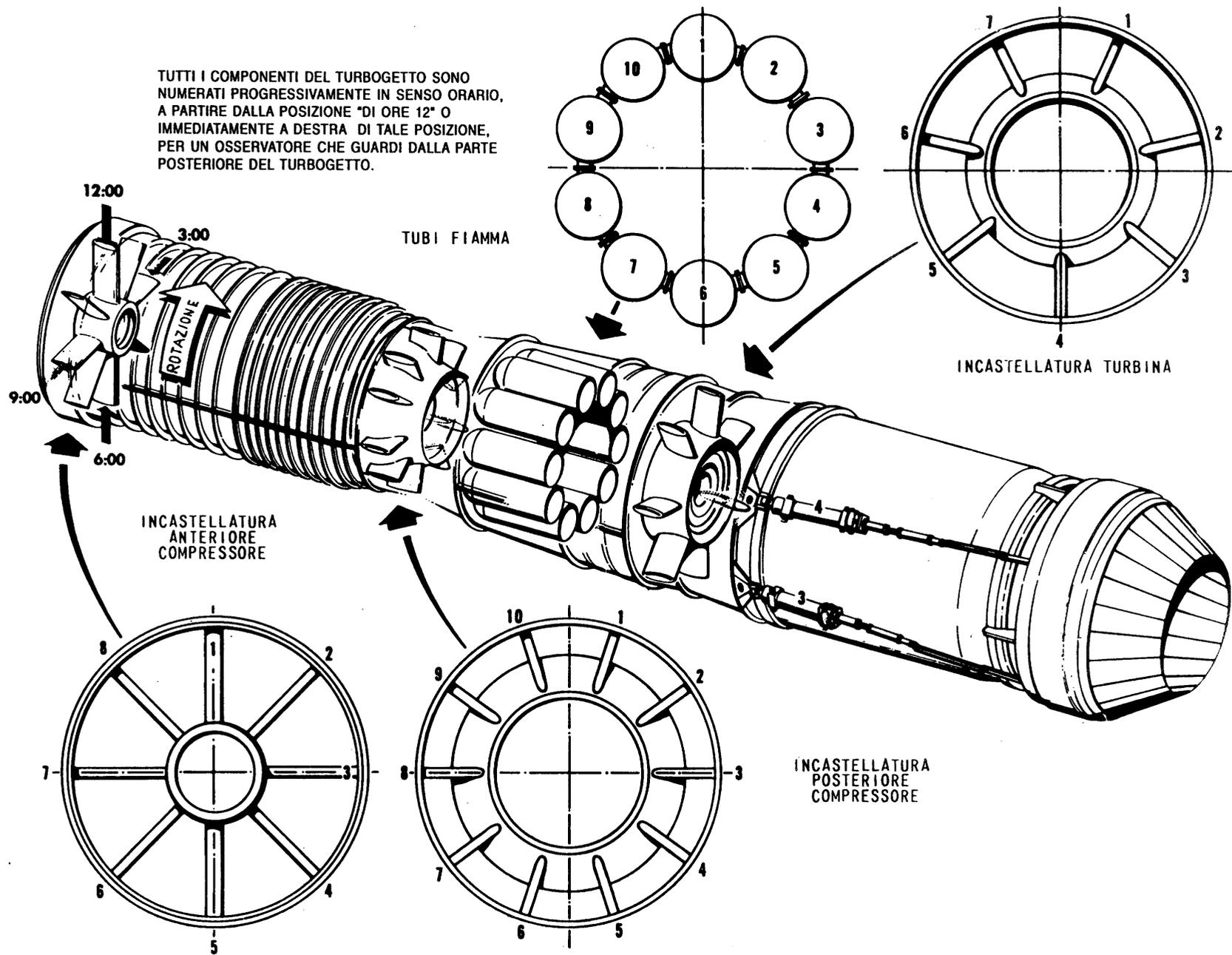


Fig. 6-2. Schema orientativo del turbogetto.

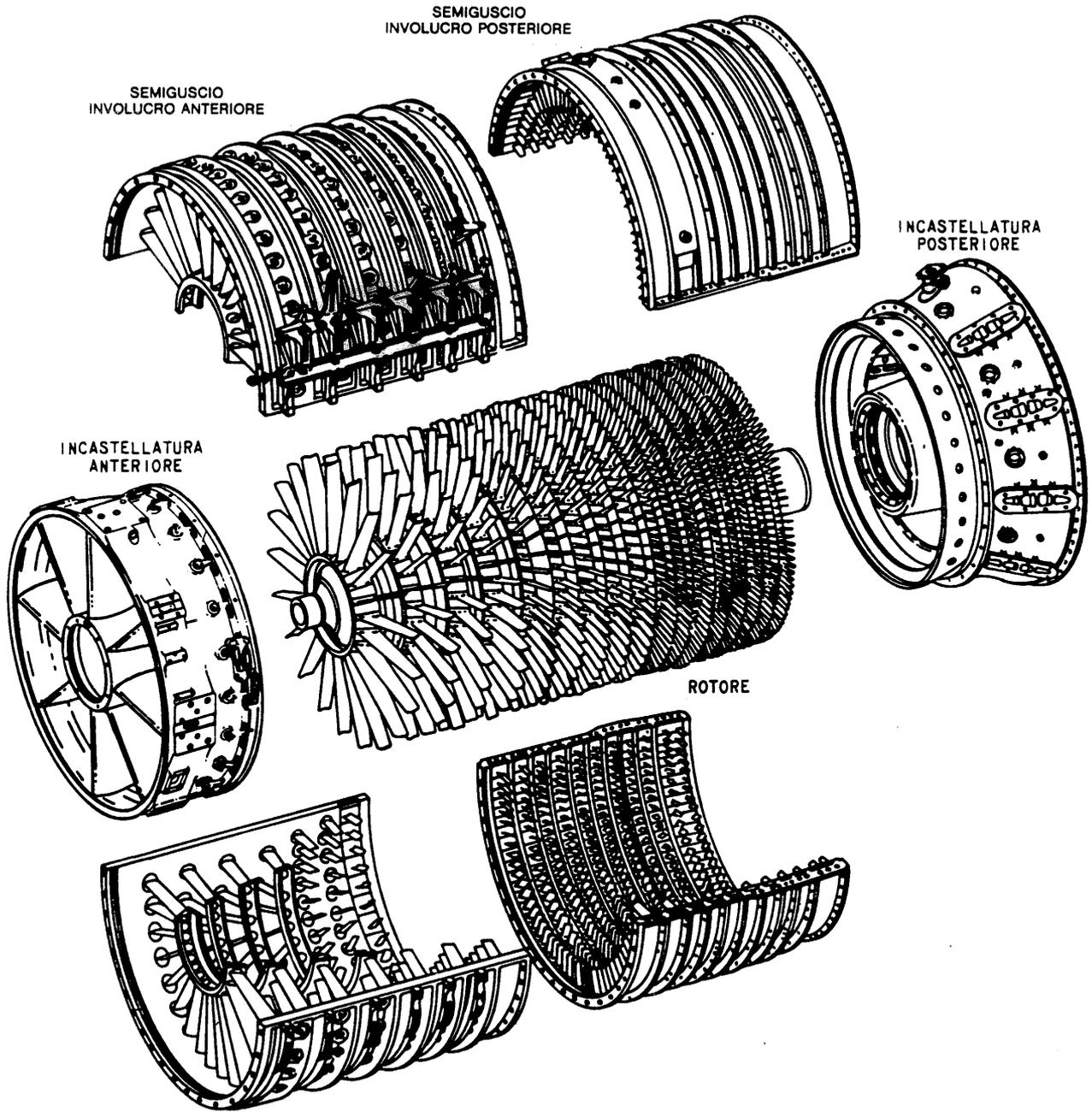


Fig. 6-3. Gruppo compressore.

Nota

Gli involucri dello statore compressore sono costituiti da due semigusci che costituiscono un complessivo indivisibile; perciò, se si rende necessaria la sostituzione di uno dei semigusci, si dovrà procedere alla sostituzione dell'intero involucro.

6-10. L'involucro posteriore contiene gli ultimi 10 stadi di palette a calettamento fisso e lo stadio di palette del distributore d'uscita. Sul semiguscio superiore dell'involucro posteriore è ricavato, in corrispondenza del 9° stadio, un collettore di spillamento aria. L'aria del 9° stadio passa, attraverso dei fori, dall'involucro entro il collettore, dal quale è inviata tramite tubazioni esterne ai tre cuscinetti per la pressurizzazione e il raffreddamento dei pozzetti. Il semiguscio inferiore dell'involucro è fornito di staffe e supporti per il montaggio della scatola ingranaggi posteriore.

6-11. **ROTORE DEL COMPRESSORE.** Il rotore del compressore (vedere fig. 6-3) è costituito da un mozzo anteriore, 17 complessivi dischi e palette, 16 distanziali, un deflettore aria 7° stadio, quattro coni di torsione ed un mozzo posteriore.

6-12. Il mozzo anteriore è imbullonato alla parte anteriore del disco 1° stadio, e alloggia la pista interna di rotolamento del cuscinetto N. 1 e la tenuta relativa. Il mozzo è internamente scanalato in modo da realizzare la presa di moto per il comando degli accessori.

6-13. Le palette sono fissate singolarmente ai dischi con un incastro a coda di rondine. Esse sono trattate nelle sedi per mezzo di un anello di ritegno per quanto riguarda le palette del 1° stadio, dai distanziali lungo tutto il rotore e dalla tenuta d'aria del 17° stadio per le palette del 17° stadio.

6-14. Il mozzo posteriore, che è imbullonato alla faccia posteriore del disco del 15° stadio, è internamente scanalato e filettato per accoppiarsi con l'albero turbina e con il bullone di vincolo turbina compressore. Le piste interne di rotolamento delle tenute aria e olio del cuscinetto N. 2 sono installate sul mozzo posteriore.

6-15. **INCASTELLATURA POSTERIORE COMPRESSORE.** L'incastellatura posteriore compressore (vedere fig. 6-3) assorbe i carichi assiali del gruppo rotante e il carico radiale dell'accoppiamento turbina-compressore. Essa costituisce anche un diffusore anulare per l'aria di mandata del compressore. L'incastellatura comprende un involucro esterno collegato ad un involucro interno mediante dieci razze equidistanti, cave, sagomate aerodinamicamente. Sull'involucro esterno sono ricavate dieci borchie per il montaggio dei polverizzatori e dieci borchie per i bulloni spina di fermo dei tubi fiamma.

6-16. **GRUPPO DI COMBUSTIONE.**

6-17. **INVOLUCRO ESTERNO DEL GRUPPO DI COMBUSTIONE.** L'involucro esterno del gruppo di

combustione (vedere fig. 6-4) è diviso in corrispondenza del piano medio orizzontale, per consentire la rimozione di un semiguscio permettendo così l'ispezione e rimozione dei tubi fiamma. Il semiguscio superiore è provvisto di un'apertura, in posizione ore 12, per lo spillamento dell'aria utilizzata per l'impianto antighiaccio. Il semiguscio inferiore è provvisto di due borchie per l'installazione degli accenditori per i tubi fiamma N. 4 e 5, e di un'altra borchia utilizzata per il drenaggio del gruppo di combustione. Da un'apertura ad ore 6, in prossimità della flangia posteriore, viene estratta dal gruppo di combustione dell'aria, inviata mediante una tubazione esterna, al bruciatore pilota.

Nota

L'involucro esterno del gruppo di combustione è formato da due semigusci che costituiscono un complessivo indivisibile; perciò, se si rende necessaria la sostituzione di uno dei due semigusci, si dovrà procedere alla sostituzione dell'intero involucro.

6-18. **TUBI FIAMMA.** Ciascun tubo fiamma (vedere fig. 6-4) è costituito da tre parti rivettate insieme, e precisamente: un focolare, un involucro esterno e un involucro posteriore. L'involucro esterno incorpora una presa d'aria che dirige l'aria di mandata compressore entro il tubo fiamma.

6-19. **INVOLUCRO INTERNO DEL GRUPPO DI COMBUSTIONE.** L'involucro interno (vedere fig. 6-4) è un cilindro rafforzato con nervature interne, imbullonato fra l'incastellatura posteriore compressore, il convogliatore turbina e il distributore 1° stadio turbina. L'involucro assorbe il momento torcente che agisce sul distributore turbina e obbliga la corrente dei gas di combustione a passare in una sezione anulare intorno ai tubi di fiamma. Nella parte anteriore dell'involucro, dei fori permettono all'aria di fluire nell'area circostante l'albero turbina, raffreddando l'albero turbina e agendo nel frattempo quale forza equilibratrice.

6-20. **CONVOGLIATORE DISTRIBUTORE TURBINA.** Il convogliatore distributore turbina (vedere fig. 6-4) è costituito da un anello con dieci aperture di ingresso a sezione ovale e da un'uscita anulare con area all'incirca metà rispetto all'area totale delle dieci aperture di ingresso, in modo da ottenere una maggiore velocità dei gas combusti entro il distributore 1° stadio turbina.

6-21. **GRUPPO TURBINA.**

6-22. **DISTRIBUTORE 1° STADIO TURBINA.** Il distributore 1° stadio turbina (vedere fig. 6-4) fa materialmente parte del gruppo di combustione, essendo imbullonato alla flangia posteriore dell'involucro interno del gruppo di combustione. La flangia posteriore dell'anello esterno del distributore 1° stadio turbina è a contatto con una battuta sull'involucro turbina (vedere fig. 6-5) che impedisce al distributore spostamenti all'indietro durante il funzionamento. L'anello esterno è segmentato, in modo da consentire dilatazioni termiche.

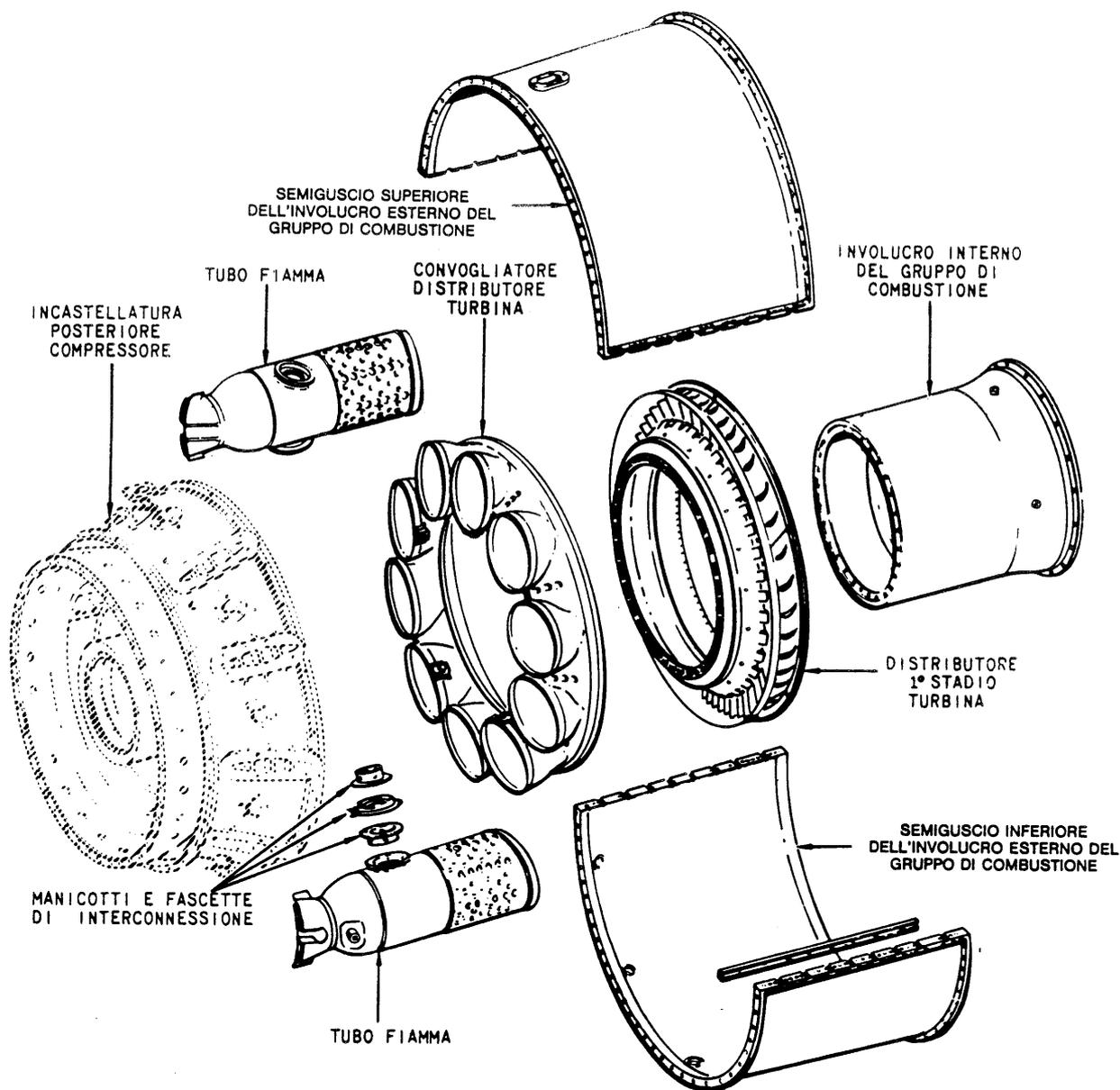


Fig. 6-4. Gruppo di combustione.

6-23. **INVOLUCRO TURBINA.** L'involucro turbina (vedere fig. 6-5) è diviso in due parti in corrispondenza del piano medio orizzontale per facilitarne la rimozione. Esso contiene le tenute d'aria dei tre stadi rotore turbina ed i distributori del 2° e 3° stadio turbina.

Nota

L'involucro turbina è formato da due semigusci che costituiscono un complessivo indivisibile; perciò, se si rende necessaria la sostituzione di uno dei semigusci, si dovrà procedere alla sostituzione dell'intero involucro.

6-24. **ROTORE TURBINA E RELATIVE TENUTE ARIA.** Il rotore turbina (vedere fig. 6-5) estrae l'energia necessaria per far girare il rotore compressore ed il gruppo accessori. Esso comprende un albero turbina, tre dischi turbina e relative palette, deflettori d'aria e piastrine di bloccaggio, due anelli di torsione,

due gruppi deflettori e una tenuta aria. Le tenute a nido d'ape, che costituiscono la parte fissa della tenuta aria di cui gli anelli di torsione sono la parte rotante, fanno parte del complessivo involucro turbina.

6-25. **INCASTELLATURA TURBINA.** L'incastellatura turbina (vedere fig. 6-5) costituisce un diffusore di scarico, supporta la parte posteriore del rotore turbina ed incorpora i supporti di vincolo del turbogetto sul velivolo. L'incastellatura è costituita da un involucro esterno e un involucro interno (che racchiude il pozzetto del cuscinetto N. 3), collegati mediante sette razze cave equidistanti. Le razze sono racchiuse entro opportune carenature dell'incastellatura turbina, che le proteggono dalle temperature dei gas di scarico.

6-26. Sull'involucro esterno dell'incastellatura sono ricavate dodici borchie per il montaggio delle termocoppie che risentono la temperatura del getto a valle della turbina. Alle nervature dell'involucro ester-

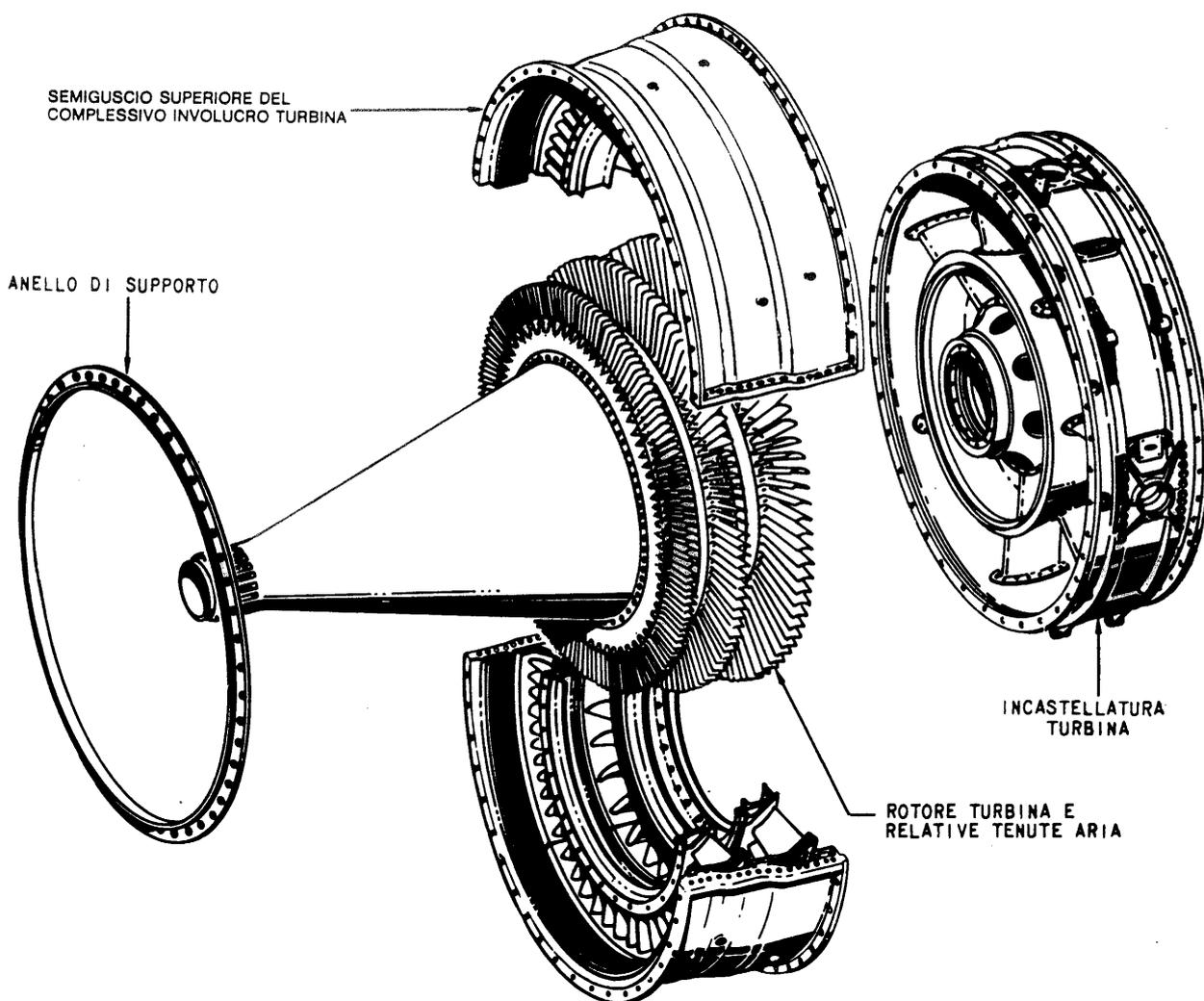


Fig. 6-5. Gruppo turbina.

no sono imbullonati quattro gruppi di supporto, che consentono il supporto in diverse configurazioni del turbogetto. Alle nervature esistenti sull'involucro esterno sono anche imbullonati tre complessivi di supporto a cuscinetto sferico orientabile, che servono alla trasmissione della spinta. Le parti terminali delle razze sono ricavate di fusione, allo scopo di irrigidire la zona di giunzione fra la razza e l'involucro.

6-27. GRUPPO CONDOTTO DI SCARICO.

6-28. **COMPLESSIVO INVOLUCRO ANTERIORE CONDOTTO DI SCARICO E POSTBRUCIATORE.** Questo complessivo (vedere fig. 6-6) comprende l'involucro anteriore condotto di scarico, 4 collettori combustibile, 21 barre di polverizzazione, un bruciatore pilota, un cono interno e uno stabilizzatore di fiamma. L'involucro è imbullonato alla flangia posteriore dell'incastellatura turbina. Esso racchiude un rivestimento interno liscio, che incorpora all'estremità posteriore un anello di ritegno che si accoppia con il rivestimento interno N. 2, quando il condotto di scarico è installato. L'involucro anteriore è fornito di 21

borchie d'attacco per le barre di polverizzazione, e di un'apertura per alloggiare il bruciatore pilota.

6-29. Il bruciatore pilota, che accende il combustibile di postcombustione, è imbullonato all'involucro anteriore condotto di scarico, in posizione ore 6, e si protende nella zona compresa fra l'anello interno e l'anello medio dello stabilizzatore di fiamma.

6-30. **CONDOTTO DI SCARICO.** Il condotto di scarico (vedere fig. 6-7) comprende l'involucro posteriore, i rivestimenti interni N. 2, 3 e 4 e il gruppo ugello di scarico.

6-31. I rivestimenti interni sono ceramizzati, per sopportare le alte temperature prodotte durante il funzionamento del postbruciatore.

6-32. L'involucro posteriore condotto di scarico incorpora, all'estremità anteriore, quattro staffe di supporto per gli azionatori ugello.

6-33. L'ugello di scarico a sezione variabile comprende sedici deflettori primari con relative tenute, collegati fra di loro e all'anello fisso, per mezzo di un anello mobile. Sedici deflettori secondari esterni con le

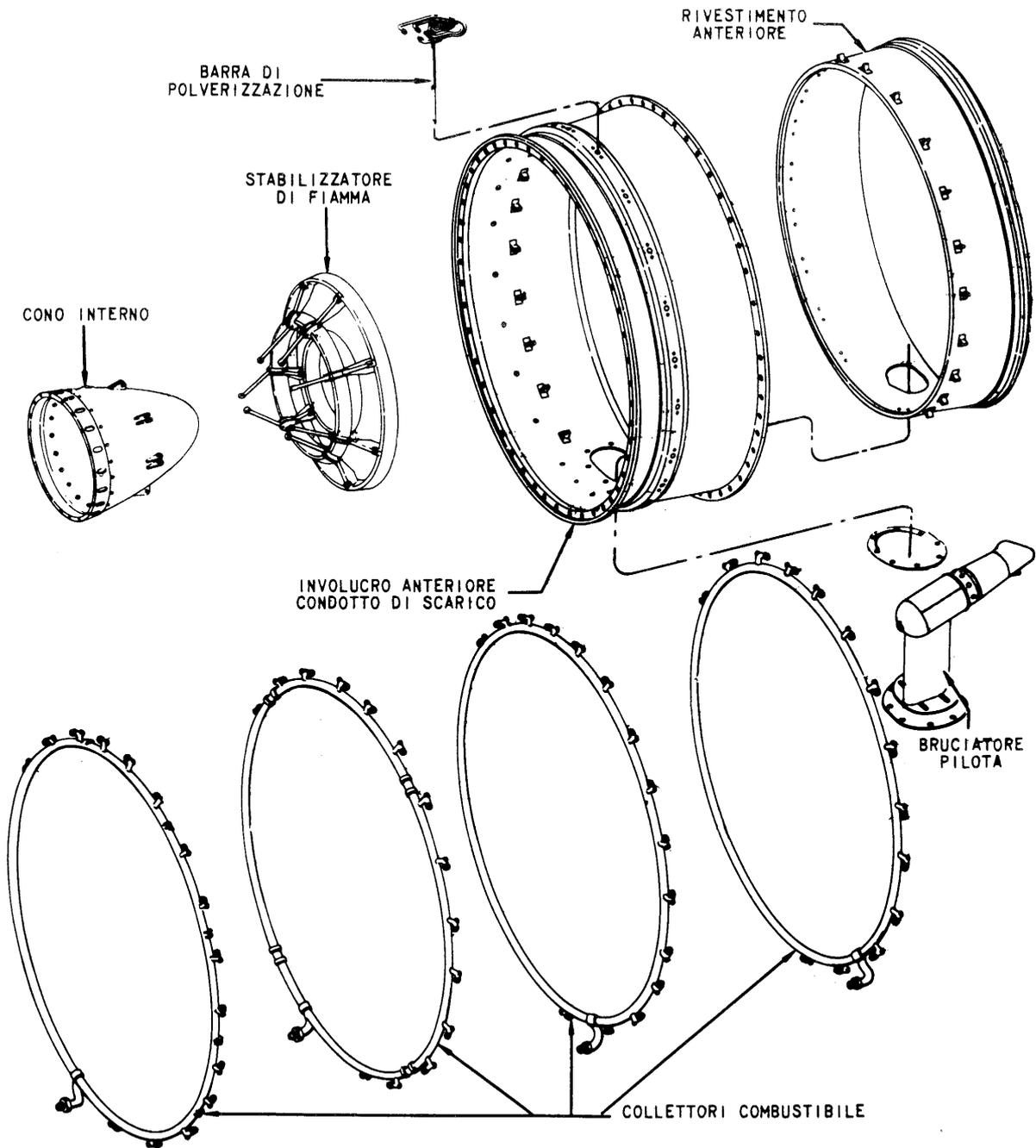


Fig. 6-6. Complesso involucro anteriore condotto di scarico e postbruciatore.

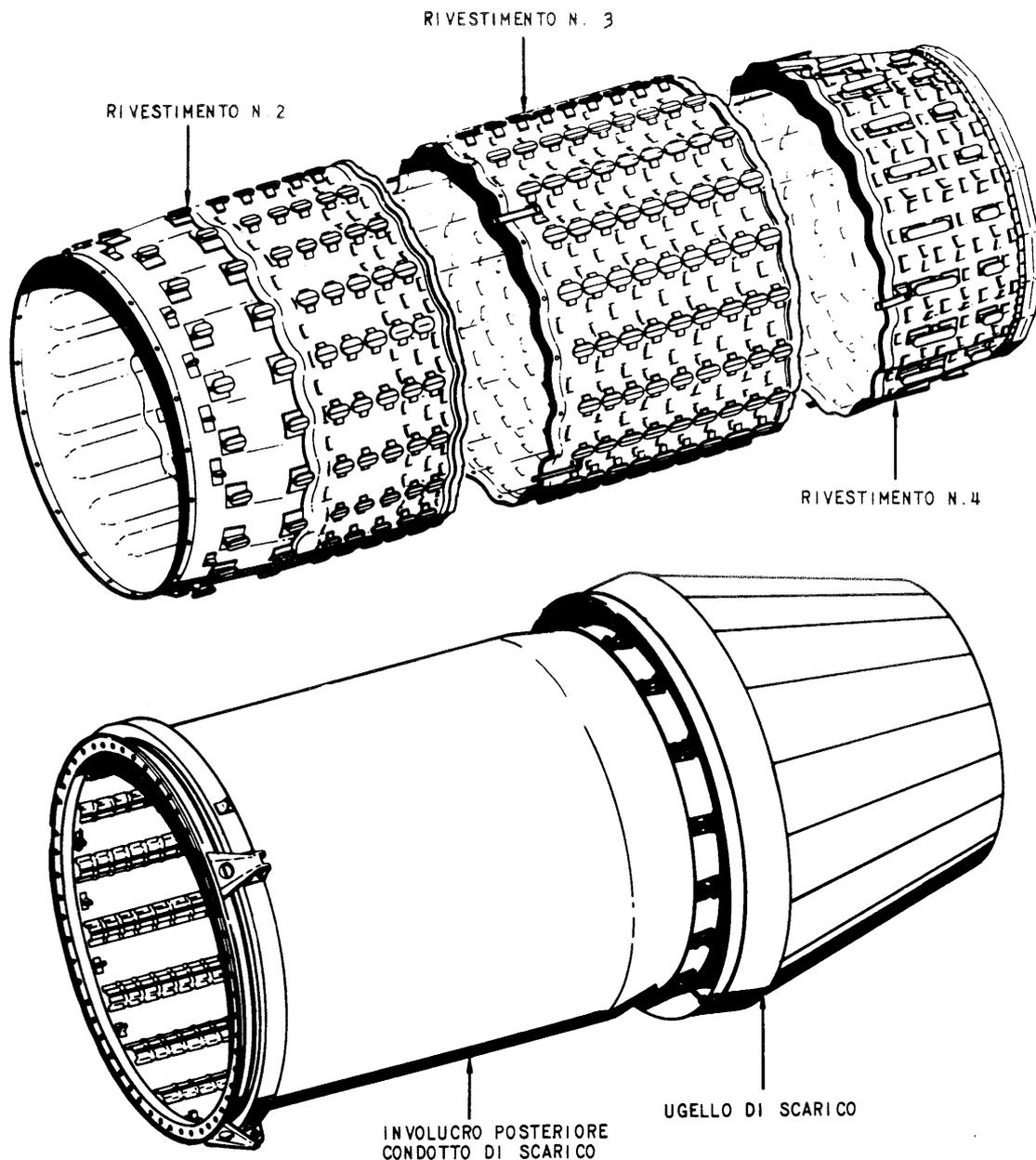


Fig. 6-7. Condotto di scarico.

relative tenute sono collegati all'anello fisso e a sedici deflettori secondari interni con relative tenute, che sono collegate a loro volta con i deflettori primari. I deflettori secondari con le relative tenute formano la parte di espansione guidata dell'ugello di scarico.

6-34. CUSCINETTI E TENUTE PRINCIPALI TURBOGETTO (vedere fig. 6-22).

6-35. CUSCINETTO N. 1. Il cuscinetto N. 1, alloggiato nell'incastellatura anteriore compressore, è del tipo a rulli e supporta soltanto carichi radiali. Esso consente spostamenti assiali del rotore, senza trasmissione di forze alle strutture circostanti.

6-36. CUSCINETTO N. 2. Il cuscinetto N. 2, che è alloggiato nell'incastellatura posteriore compressore, è del tipo a sfere, e supporta tanto i carichi radiali quanto quelli assiali del rotore. Esso è contenuto in un pozzetto chiuso da tenute olio del tipo a carbone.

6-37. CUSCINETTO N. 3. Il cuscinetto N. 3 è installato nell'incastellatura turbina, è del tipo a rulli e sopporta soltanto carichi radiali. L'area del pozzetto è chiusa da tenute a carbone e l'olio è recuperato attraverso due tubazioni separate.

6-38. GRUPPO COMANDO ACCESSORI (vedere fig. 6-8).

6-39. SCATOLA INGRANAGGI ANTERIORE. La scatola ingranaggi anteriore è alloggiata entro il mozzo dell'incastellatura anteriore compressore. L'alberino orizzontale della scatola ingranaggi è collegato al mozzo anteriore del rotore compressore tramite un accoppiamento scanalato. La scatola ingranaggi anteriore trasmette il moto all'albero radiale di comando, contenuto nella razza N. 5 dell'incastellatura anteriore compressore.

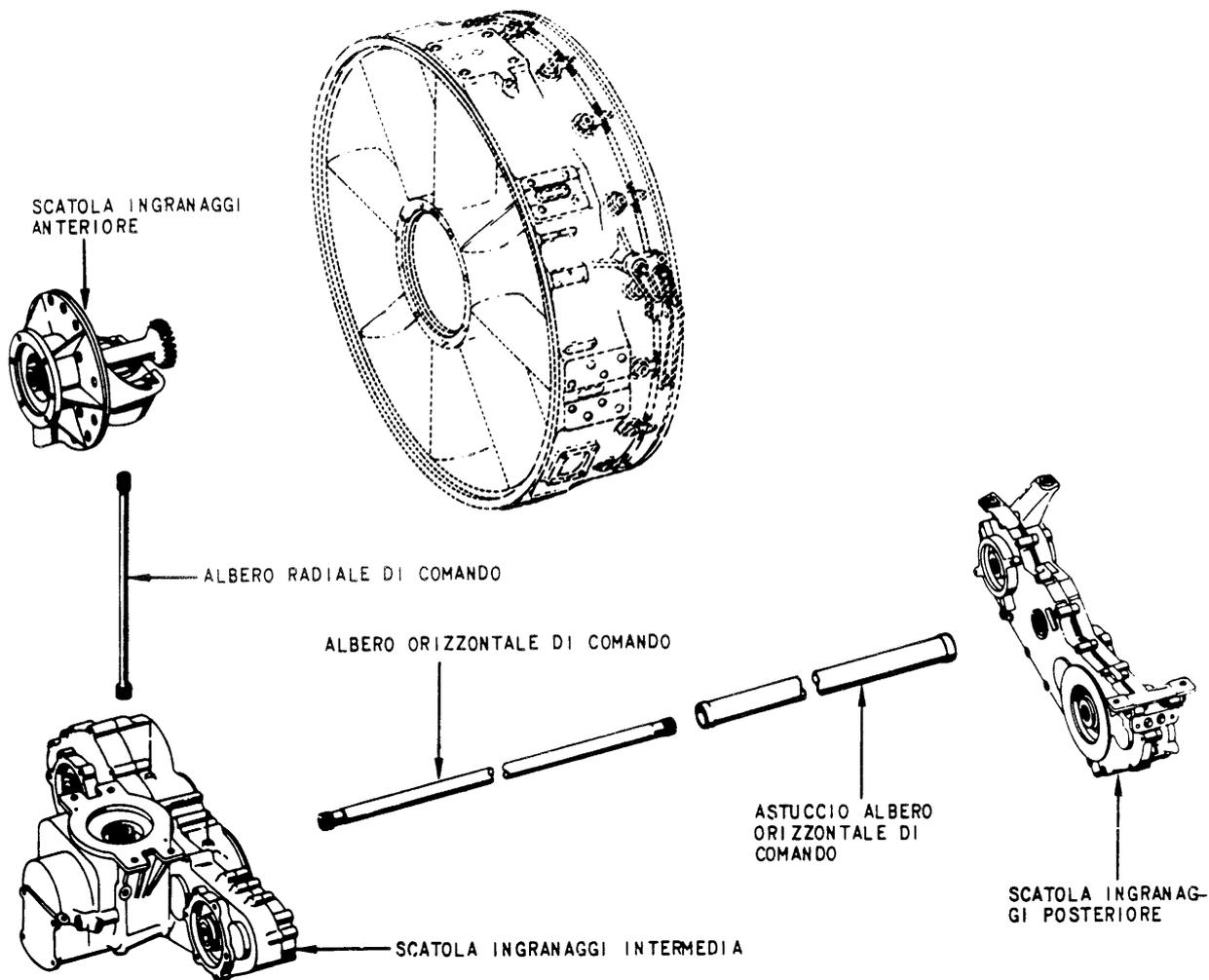


Fig. 6-8. Gruppo comando accessori.

6-40. SCATOLA INGRANAGGI INTERMEDIA. La scatola ingranaggi intermedia è montata sull'incastellatura anteriore compressore in posizione ore 6 e riceve il moto dalla scatola ingranaggi anteriore attraverso un albero radiale di comando alloggiato nella razza N. 5 dell'incastellatura. La scatola ingranaggi converte il moto dell'albero radiale nel moto di vari alberi orizzontali, per il comando degli accessori montati sulla scatola ingranaggi stessa. Un albero orizzontale trasmette il moto alla scatola ingranaggi posteriore.

6-41. SCATOLA INGRANAGGI POSTERIORE. La scatola ingranaggi posteriore è vincolata all'involucro posteriore compressore in posizione ore 6, ed è montata a cerniera per compensare la diversa espansione termica fra l'involucro e la scatola ingranaggi. Essa trasmette il moto agli accessori montati sulla scatola stessa, e riceve il moto dalla scatola ingranaggi intermedia tramite l'albero orizzontale di comando.

6-42. FUNZIONAMENTO DEL TURBOGETTO

6-43. Durante il funzionamento del turbogetto (vedere fig. 6-9), il compressore forza l'aria a passare entro il gruppo di combustione. Qui l'aria è miscelata con il combustibile e la miscela è accesa, in modo da

produrre energia sotto forma di aumento di temperatura e di volume. I gas prodotti passano quindi nel gruppo turbina, dove una notevole parte della loro energia viene estratta per essere utilizzata dal compressore. Se il postbruciatore è in funzione, nei gas di scarico della turbina viene iniettato altro combustibile; la combustione della miscela risultante aumenta ulteriormente la spinta. Infine l'ugello eiettore di scarico, attraverso il quale i gas sono scaricati dal turbogetto, converte la maggior parte possibile di energia residua in velocità utile per la spinta.

6-44. Il turbogetto attua il principio del controllo dei giri corretti costanti, in modo da ricavare le più elevate prestazioni delle caratteristiche operative del turbogetto durante il funzionamento a **MILITARY** e in **A/B**. Con temperature di ingresso compressore inferiori a 65 °C (148 °F) la velocità reale del rotore è controllata in modo che la velocità corretta ($N/\sqrt{\Theta}$) rimanga a circa il 100% (7460 rpm). In altre parole, il regime reale del turbogetto diminuisce al diminuire della temperatura ingresso compressore (CIT) (vedere fig. 6-10). La massima velocità di rotazione del rotore, il 105% (7839 rpm), si verifica alla temperatura di 65 °C (148 °F). In condizioni di aria tipo (Standard Day, 15 °C, 59 °F), la velocità del rotore sarà del 100%. Il turbogetto incorpora anche un dispositivo di aumento

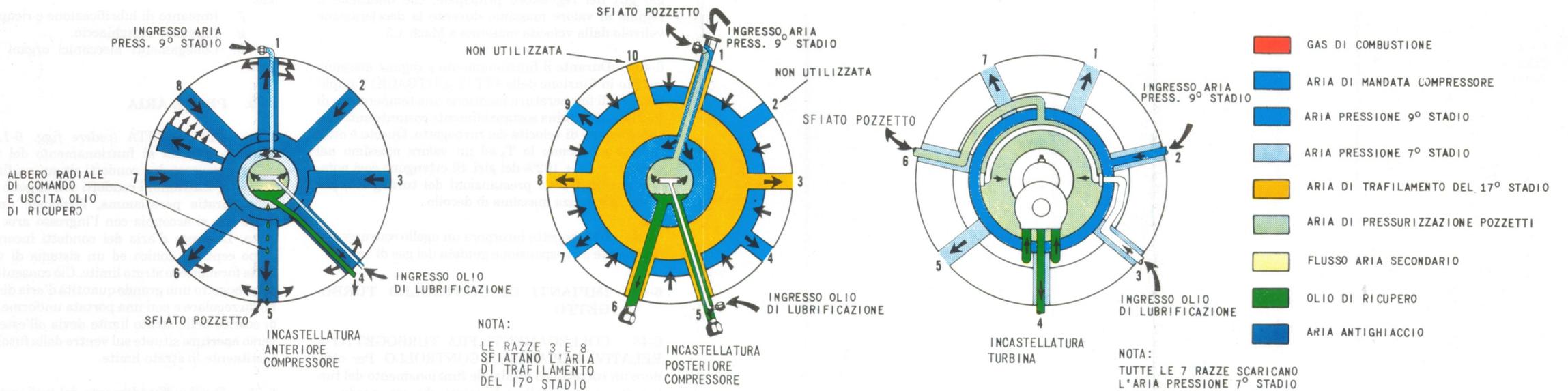
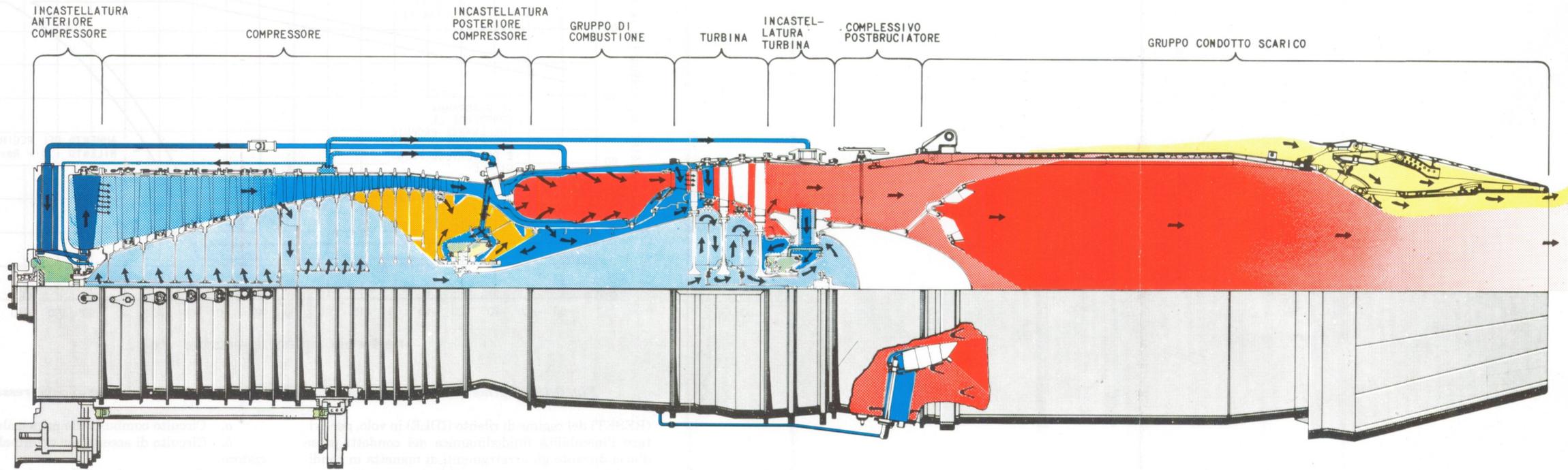


Fig. 6-9. Schema fluidodinamico del turbogetto.

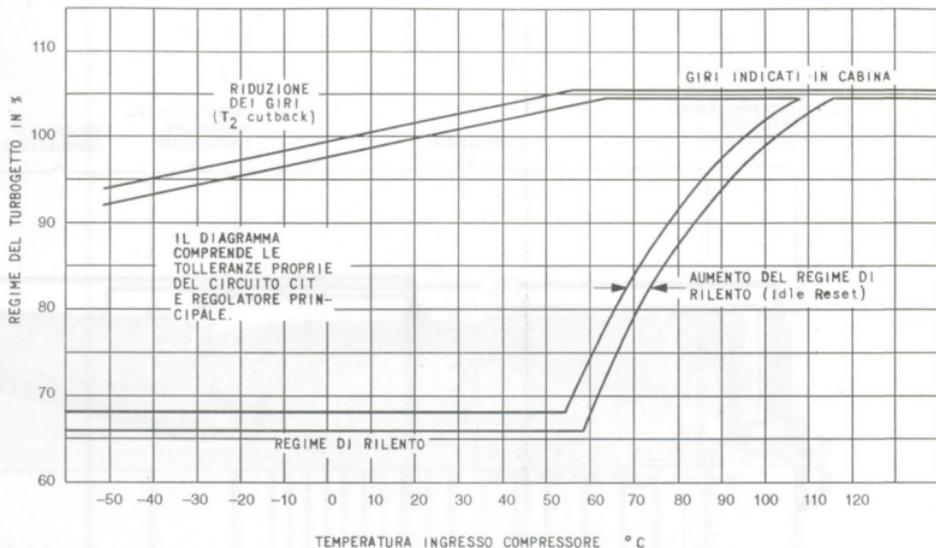


Fig. 6-10. Regime del turbogetto in funzione della temperatura ingresso compressore.

(RESET) del regime di riletto (IDLE) in volo, per evitare l'instabilità fluidodinamica dei condotti prese d'aria durante gli arretramenti di manetta in condizioni di volo ad alto numero di Mach (vedere fig. 6-10). In integrazione al sistema dell'aumento del regime di riletto in volo, è stato introdotto il gruppo di bloccaggio giri nel regolatore principale, che mantiene il regime al valore massimo durante la decelerazione velivolo dalla velocità massima a Mach 1,5.

6-45. Durante il funzionamento a regime massimo ridotto in funzione della CIT (T_2 CUTBACK) l'amplificatore di temperatura mantiene una temperatura di ingresso in turbina sostanzialmente costante entro un vasto campo di velocità del turbogetto. Questo è ottenuto mantenendo la T_2 ad un valore massimo nel campo del 98 + 102% dei giri. Si ottengono così notevoli aumenti nelle prestazioni del turbogetto, per avere la potenza massima di decollo.

6-46. Il turbogetto incorpora un ugello convergente-divergente con espansione guidata dei gas di scarico.

6-47. IMPIANTI DI CONTROLLO TURBOGETTO

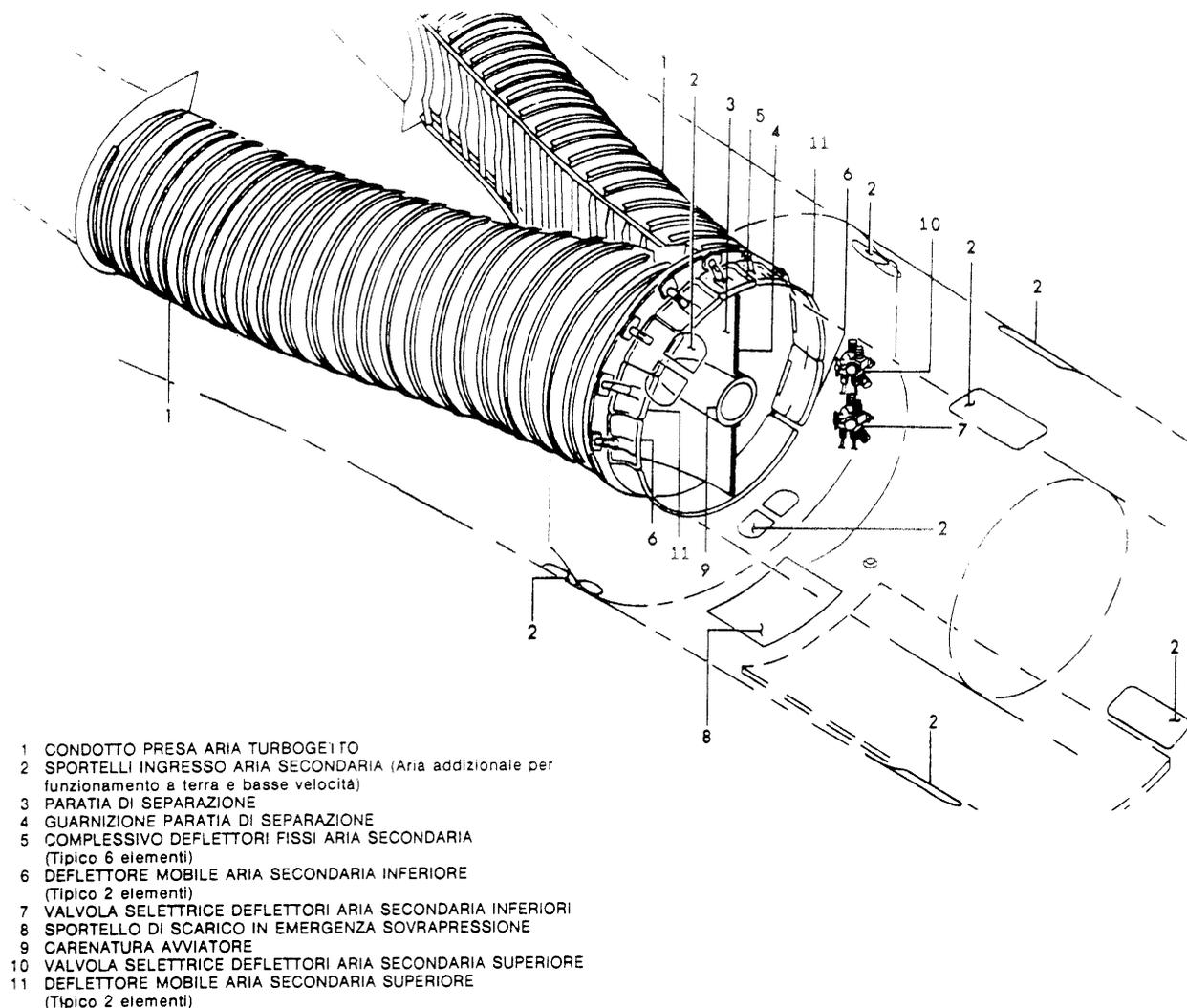
6-48. COLLEGAMENTI FRA TURBOGETTO E RELATIVI IMPIANTI DI CONTROLLO. Per ottenere un corretto ed affidabile funzionamento del turbogetto, per controllare la spinta che esso produce e per mantenere il funzionamento anche in condizioni di emergenza, sono stati predisposti otto impianti fondamentali. I regolatori del turbogetto, necessari per realizzare queste condizioni, sono raggruppati nei seguenti impianti. Ogni impianto soddisfa una singola esigenza del turbogetto:

- Circuito combustibile principale.
- Circuito di accensione principale e postbruciatore.
- Circuito combustibile postbruciatore.
- Impianto comando ugello a sezione variabile.
- Circuito comando palette ad incidenza variabile.
- Impianto di lubrificazione e ricupero.
- Impianto antighiaccio.
- Collegamenti meccanici organi di regolazione.

6-49. PRESE ARIA

6-50. GENERALITÀ (vedere figg. 6-11 e 6-12). L'aria necessaria al funzionamento del turbogetto passa attraverso due condotti situati sui fianchi della fusoliera. Entrambi i condotti convergono nella zona della paratia parafiamma, formando un condotto unico che si accoppia con l'ingresso aria del turbogetto. Le prese d'aria dei condotti incorporano un corpo centrale conico ed un sistema di scarico per l'aria formante lo strato limite. Ciò consente di fornire al turbogetto una grande quantità d'aria distribuita in modo regolare e con una portata uniforme. Il sistema di scarico dello strato limite devia all'esterno, attraverso aperture situate sul ventre della fusoliera, l'aria costituente lo strato limite.

6-51. Per il raffreddamento del turbogetto è impiegato un flusso d'aria chiamato secondario (per distinguerlo dal flusso primario di alimentazione del turbogetto). Il flusso d'aria secondario che scorre lungo il vano motore raffredda il turbogetto, il condotto di scarico e la cellula durante il funzionamento e viene aspirato dall'effetto eiettore del flusso d'aria primario.



- 1 CONDOTTO PRESA ARIA TURBOGETTO
- 2 SPORTELLI INGRESSO ARIA SECONDARIA (Aria addizionale per funzionamento a terra e basse velocità)
- 3 PARATIA DI SEPARAZIONE
- 4 GUARNIZIONE PARATIA DI SEPARAZIONE
- 5 COMPLESSIVO DEFLETTORI FISSI ARIA SECONDARIA (Tipico 6 elementi)
- 6 DEFLETTORE MOBILE ARIA SECONDARIA INFERIORE (Tipico 2 elementi)
- 7 VALVOLA SELETRICE DEFLETTORI ARIA SECONDARIA INFERIORI
- 8 SPORTELLINO DI SCARICO IN EMERGENZA SOVRAPRESSIONE
- 9 CARENATURA AVVIATORE
- 10 VALVOLA SELETRICE DEFLETTORI ARIA SECONDARIA SUPERIORE
- 11 DEFLETTORE MOBILE ARIA SECONDARIA SUPERIORE (Tipico 2 elementi)

Fig. 6-11. Componenti dell'impianto prese aria.

6-52. Durante il funzionamento a terra e in decollo fino ad una determinata velocità di volo, l'aria secondaria viene aspirata tramite otto sportelli, mantenuti in chiusura per effetto di una molla, situati posteriormente alla paratia parafiamma (vedere fig. 6-11, part. 2) che si aprono verso l'interno del vano turbogetto. Gli sportelli si aprono quando all'interno del vano turbogetto vi è una depressione superiore al carico della molla.

6-53. L'aria secondaria, durante il volo a medie ed alte velocità, è prelevata dai condotti principali. In prossimità del bordo d'ingresso del compressore sono installati dieci deflettori, dei quali sei sono fissati in posizione chiusa, mentre quattro deflettori sono mobili, per regolare automaticamente il flusso di aria secondaria (vedere fig. 6-11, part. 6). Quando i deflettori mobili sono aperti, il flusso di aria secondaria passa dal condotto della presa d'aria all'interno del vano turbogetto. Quando i deflettori sono chiusi, è prevista una luce adeguata che permette il flusso inverso dell'aria dal vano turbogetto al turbogetto. I due deflettori superiori si aprono soltanto a velocità superiori a Mach 2, mentre quelli inferiori si aprono quando il carrello è represso.

Nota

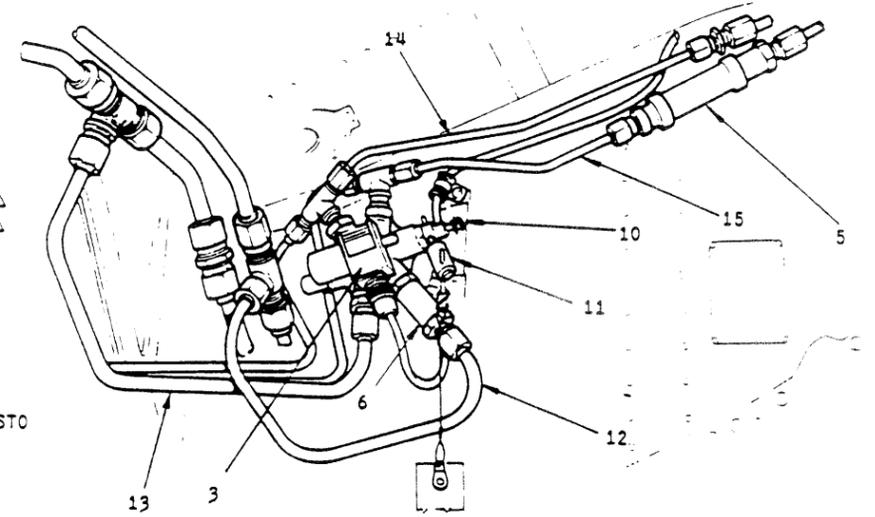
Durante il funzionamento a terra del turbogetto, durante il decollo ed in alcuni assetti di volo, il flusso aria secondaria attraverso i deflettori è invertito. La portata d'aria richiesta dal turbogetto supera la portata ottenibile attraverso le prese d'aria per cui l'aria addizionale necessaria viene aspirata attraverso gli sportelli di ingresso dell'aria secondaria e dal vano turbogetto.

6-54. Per incrementare la spinta del turbogetto alle basse velocità in fase di decollo, sulle prese d'aria sono disposti due sportelli apribili verso l'esterno (vedere fig. 6-12) che permettono di ottenere un notevole aumento della portata d'aria disponibile al turbogetto a basse velocità, in modo da determinare un sensibile incremento della spinta. Gli sportelli, che si aprono verso il basso, sono azionati mediante martinetti idraulici alimentati dall'impianto N. 2 e sono controllati da una valvola selettiva comandata elettricamente attraverso un apposito circuito. L'impianto permette la chiusura e l'apertura a comando manuale degli sportelli ed è fornito inoltre di un circuito per la chiusura automatica quando la velocità del velivolo è

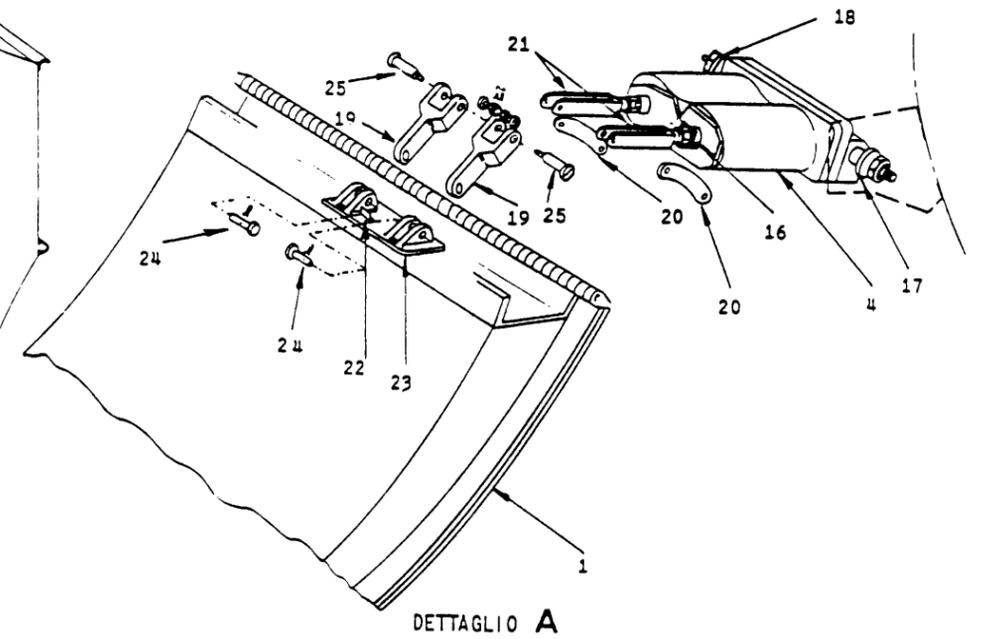
FS
352

- 1 SPORTELLINO INGRESSO ARIA AUSILIARIA
- 2 AZIONATORE DI BLOCCO
- 3 VALVOLA SELETRICE
- 4 MARTINETTO DI COMANDO SPORTELLINO
- 5 VALVOLA A FLUSSO COSTANTE AD UNA VIA
- 6 VALVOLA DI NON RITORNO
- 7 MICROINTERRUTTORE DI INDICAZIONE SPORTELLINO CHIUSO E COMANDO BLOCCAGGIO
- 8 MICROINTERRUTTORE DI INDICAZIONE SPORTELLINO APERTO
- 9 CHIAVISTELLO DI BLOCCAGGIO SPORTELLINO CHIUSO
- 10 PULSANTE DI SICUREZZA A TERRA
- 11 SPINA DI SICUREZZA A TERRA
- 12 MANDATA IMP. IDRAULICO N.2
- 13 RITORNO AL SERBATOIO IMP. IDR. N.2
- 14 TUBAZIONE LATO APERTURA SPORTELLINI
- 15 TUBAZIONE LATO CHIUSURA SPORTELLINI
- 16 STAFFETTA DI AZIONAMENTO MICROINTERRUTTORE DI INDICAZIONE SPORTELLINO APERTO
- 17 RACCORDO DI INGRESSO PRESSIONE DI APERTURA
- 18 RACCORDO DI INGRESSO PRESSIONE DI CHIUSURA
- 19 BIELLETTA
- 20 LEVA DI ARTICOLAZIONE
- 21 ATTACCO REGOLABILE A FORCELLA
- 22 SQUADRETTA DI RITEGNO
- 23 SUPPORTO D'ATTACCO
- 24 PERNO INFERIORE BIELLETTA
- 25 PERNO SUPERIORE BIELLETTA

⚠ INVERTITO NELL'INSTALLAZIONE DESTRA-VEDERE TESTO



DETTAGLIO B
VANO DESTRO CARRELLO PRINCIPALE.
INSTALLAZIONE VALVOLA SELETRICE
COMANDO SPORTELLINI ARIA AUSILIARIA



DETTAGLIO A

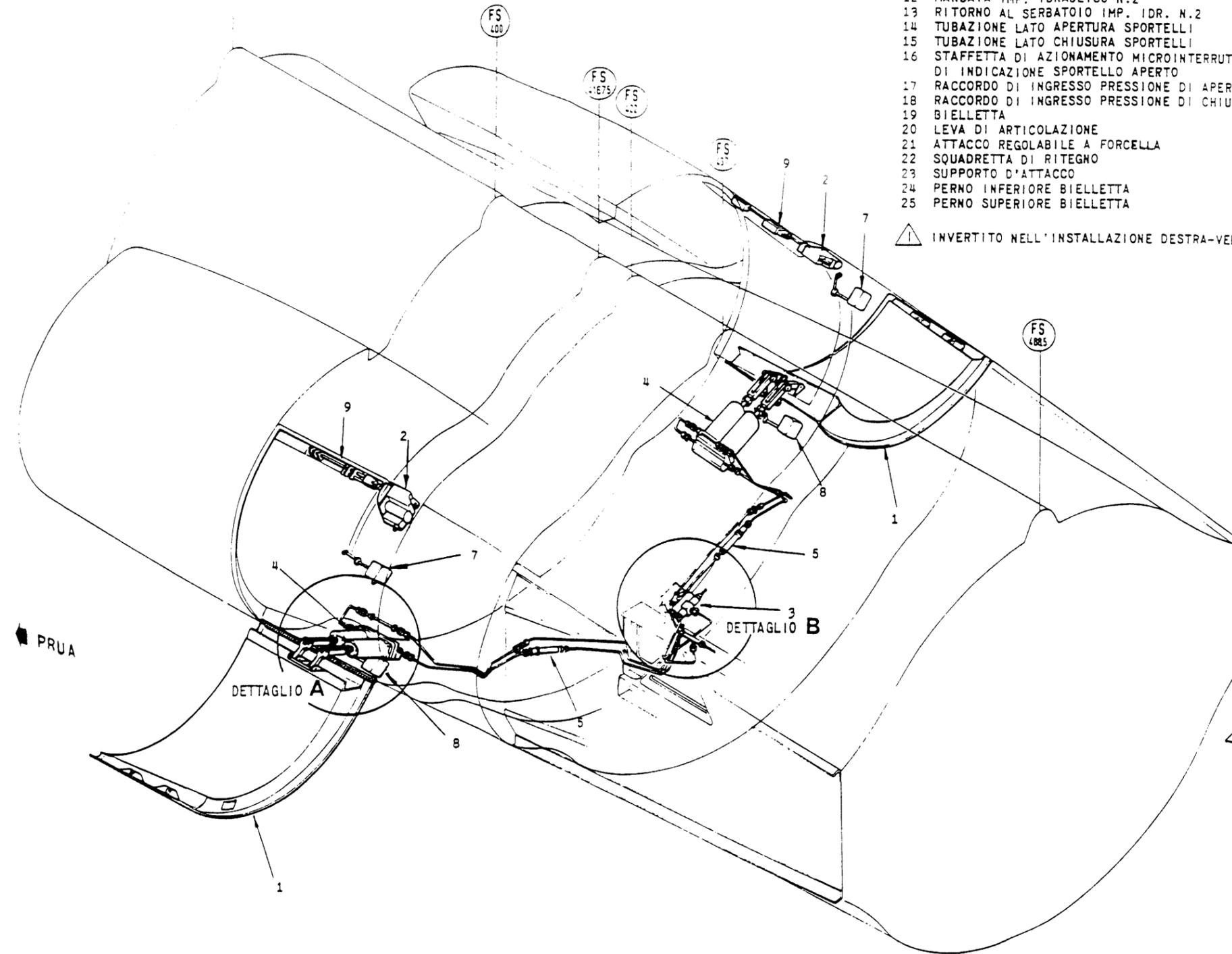


Fig. 6-12. Impianto sportelli aria ausiliaria.

compresa tra 270 e 290 KIAS. Durante il volo gli sportelli non possono essere comandati in apertura. Per fornire al pilota una indicazione visibile della posizione degli sportelli, sono predisposte due luci spia. Una, posta sul quadretto di comando degli sportelli denominata INLET DOORS OPEN, si accende quando entrambi gli sportelli sono completamente aperti, la seconda denominata INLET DOORS UNSAFE, posta sul pannello annunciatore, si accende per indicare che con velocità superiore a 330 (± 10) kts gli sportelli non sono ancora chiusi oppure non sono ancora bloccati.

6-55. Sul lato inferiore della fusoliera anteriormente al portellone idraulico è installato uno sportello di scarico in emergenza della sovrappressione. Questo sportello è progettato in modo da saltare via quando la pressione all'interno del vano motore è di 17 psi superiore alla pressione esterna.

6-56. Una parte dell'aria dal condotto principale viene prelevata da due aperture situate inferiormente al condotto stesso ed inviata sia ai generatori a frequenza variabile che al generatore a frequenza fissa, per provvedere al loro raffreddamento.

6-57. IMPIANTO DI AVVIAMENTO TURBOGETTO

6-58. GENERALITÀ. L'impianto di avviamento è del tipo pneumatico comandato elettricamente. L'avviatore pneumatico è installato sulla parte frontale del turbogetto. Con il turbogetto installato, l'avviatore è situato in un alloggiamento ricavato nella parte anteriore del vano turbogetto. Un condotto di alimentazione aria si estende dal vano carrello principale destro fino alla carenatura dell'avviatore, terminando con un dispositivo di scollegamento che si adatta all'avviatore stesso. Installando il turbogetto, la presa d'aria dell'avviatore si accoppia con il dispositivo di scollegamento. Sulla parte inferiore del dispositivo di scollegamento è installato un puntalino che garantisce la continuità elettrica all'interruttore centrifugo per il disinserimento automatico dell'avviatore. Non si può accedere all'avviatore con il turbogetto installato. Un raccordo adattatore nel vano carrello principale destro consente il collegamento della manichetta aria di avviamento con il condotto di alimentazione aria all'avviatore; non esistono valvole di intercettazione aria sul condotto di alimentazione. Un connettore elettrico è posto lateralmente all'adattatore collegamento manichetta aria e viene utilizzato per l'alimentazione elettrica alla valvola di intercettazione aria montata sul carrellino di avviamento. L'aria inviata all'avviatore pneumatico viene aspirata successivamente dal gruppo compressore del turbogetto.

6-59. IMPIANTO DI AVVIAMENTO E ACCENSIONE TURBOGETTO (vedere fig. 6-13). L'impianto di avviamento e accensione provvede al trascinamento del turbogetto (fino ad un regime del 14 + 16% dei giri) utilizzando l'aria fornita da un carrellino di avviamento, all'accensione del turbogetto e permette di interrompere volontariamente l'avviamento. La cor-

rente elettrica a 28 V c.c. è fornita dalle barre batteria N. 1 (PP4) e N. 2 (PP5) ai relè di accensione, ai relè a tempo, ai gruppi di accensione ed agli accenditori. L'impianto è provvisto di due circuiti completamente indipendenti che possono essere usati separatamente o insieme. I circuiti sono identici salvo che per il circuito di trascinamento turbogetto (ENGINE MOTORING) che è parte integrale del circuito di accensione N. 1. I gruppi di accensione non sono alimentati in modo continuo. Lo spegnimento del turbogetto, dopo la sua accensione, è ottenuto attraverso la normale intercettazione del combustibile con la manetta. Con il velivolo a terra, se necessario, si può ottenere lo spegnimento tramite la valvola di intercettazione combustibile.

Nota

L'avviamento del turbogetto può essere effettuato utilizzando le batterie di bordo del velivolo. Due o più mancati avviamenti richiedono un controllo delle batterie.

6-60. TRASCINAMENTO DEL TURBOGETTO (vedere fig. 6-13). L'interruttore per il trascinamento del turbogetto (ENGINE MOTORING) è situato sul pannello laterale destro dell'abitacolo; è un interruttore a due posizioni ON-OFF, mantenuto normalmente nella posizione OFF dal carico di una molla. Quando l'interruttore viene portato in posizione ON, il relè N. 1 avviamento turbogetto viene eccitato attraverso il contatto normalmente chiuso STOP START dell'interruttore selettore ENGINE START N. 1 e attraverso l'interruttore centrifugo dell'avviatore. In questo modo si ottiene l'alimentazione elettrica alla valvola di intercettazione aria sul carrello di avviamento che rimane aperta fino a che non si rilascia l'interruttore ENGINE MOTORING.

6-61. INTERRUITORI SELETTORI ENGINE START (vedere fig. 6-13). Gli interruttori selettori ENGINE START sono situati sul lato sinistro del pannello strumenti. Ogni interruttore è del tipo bipolare a due posizioni a doppia azione. Quando l'interruttore selettore ENGINE START N. 1 è posizionato su START, il relè N. 1 di accensione e il circuito di accensione N. 1 del gruppo di accensione combinato sono alimentati. Rilasciando l'interruttore selettore ENGINE START N. 1 dalla posizione di START, si ottiene l'alimentazione del relè a tempo N. 1 di accensione attraverso i contatti dell'interruttore stesso. Il relè N. 1 di accensione è autoalimentato attraverso i contatti normalmente chiusi del relè di accensione turbogetto durante lo sparo armi. La chiusura del relè N. 1 di accensione alimenta il relè N. 1 di avviamento turbogetto attraverso i contatti normalmente chiusi dell'interruttore di trascinamento turbogetto (ENGINE MOTORING). Il circuito di massa del relè N. 1 di avviamento turbogetto è realizzato attraverso l'interruttore centrifugo dell'avviatore. La chiusura del relè N. 1 di avviamento permette l'alimentazione della valvola di intercettazione aria sul carrello di avviamento (per gli avviamenti a terra). Quando il regime del turbogetto raggiunge il 40 + 45% dei giri, l'interruttore centrifugo dell'avviatore interrompe l'alimentazione al

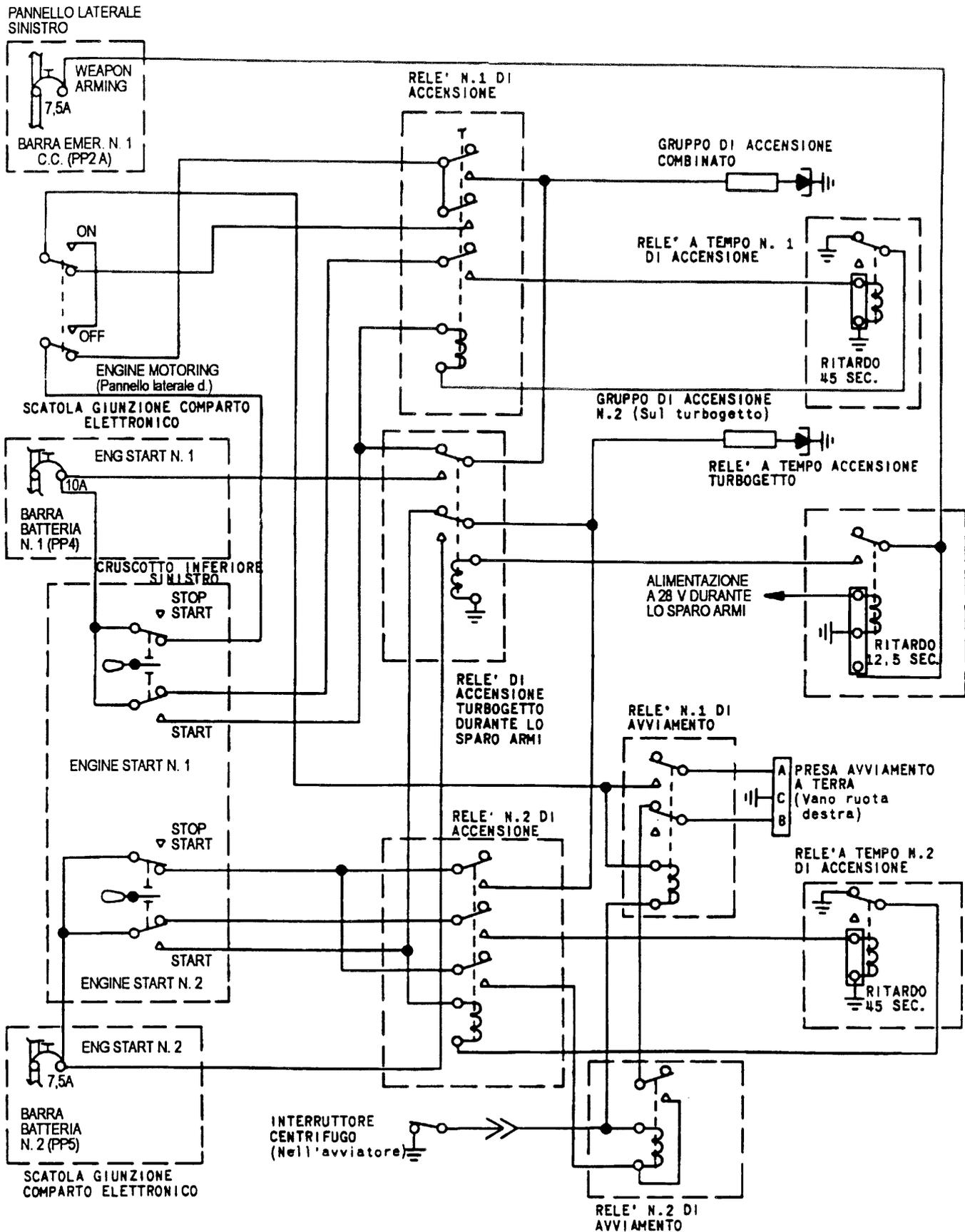


Fig. 6-13. Impianto di avviamento e accensione turbogetto.

relè N. 1 di avviamento turbogetto che si diseccita. Quando il relè a tempo N. 1 di accensione si chiude (dopo circa 45 secondi) il relè N. 1 di accensione si apre, interrompendo l'alimentazione al circuito di avviamento N. 1. Il circuito di avviamento N. 2 funziona nella stessa maniera del circuito di avviamento N. 1, salvo che per il circuito di trascinamento del turbogetto che non è interessato; il relè N. 2 di avviamento turbogetto alimenta la valvola di intercettazione aria sul carrello d'avviamento attraverso una serie di contatti normalmente chiusi del relè N. 1 di avviamento turbogetto. Quando i due interruttori selettori vengono comandati contemporaneamente, entrambi i circuiti e i rispettivi gruppi di accensione sono alimentati. In questo caso il circuito di avviamento N. 1 ha la prevalenza comandando la valvola di intercettazione aria in quanto entrambi i relè di avviamento turbogetto sono eccitati.

6-62. POSIZIONE STOP START DELL'INTERRUTTORE SELETORE ENGINE START. L'avviamento del turbogetto può essere interrotto in qualsiasi momento, togliendo l'alimentazione elettrica al circuito di accensione con lo spostamento dell'interruttore selettore in posizione STOP START. Questa azione interrompe il circuito di automantenimento del relè di accensione che si diseccita, interrompendo l'alimentazione. Se l'accensione del turbogetto era già iniziata, la manetta deve essere portata in posizione OFF, dopo aver selezionato l'interruttore selettore in posizione STOP START.

AVVERTENZA

Il funzionamento del circuito di accensione deve essere limitato ad un ciclo di 2 minuti sì, 3 minuti no, 2 minuti sì e 23 minuti no.

6-63. GRUPPO MANETTA DI COMANDO TURBOGETTO

6-64. GENERALITÀ (vedere fig. 6-14). Il gruppo manetta costituisce il sistema di comando degli accessori di regolazione del turbogetto. Esso aziona l'alberino di comando del regolatore principale e, per mezzo di un collegamento meccanico, il regolatore postbruciatore ed il regolatore ugello. Il gruppo comando manetta viene azionato da un cavo mediante una puleggia, posta sotto la manetta sul lato sinistro dell'abitacolo. Un'astina di collegamento trasmette il movimento dalla manetta alla puleggia. I cavi sono fatti scorrere lungo il lato sinistro della fusoliera fino al gruppo posteriore di rinvio nel vano turbogetto, che viene collegato all'alberino di comando del regolatore principale mediante un gruppo telescopico a sezione quadrata che incorpora giunti ad anelli flessibili. Il cavo è registrato mediante dei tenditori ubicati nel vano turbogetto.

6-65. CIRCUITO COMBUSTIBILE PRINCIPALE

6-66. GENERALITÀ. Il circuito combustibile principale controlla il funzionamento del turbogetto regolando opportunamente la portata combustibile al gruppo di combustione. Quando viene accesa la miscela aria-combustibile, l'energia prodotta viene usata per far girare il compressore e trasformata in velocità attraverso l'ugello di scarico. Il regime del turbogetto, ottenuto mediante l'estrazione di energia dalla turbina, viene controllato dal regolatore principale.

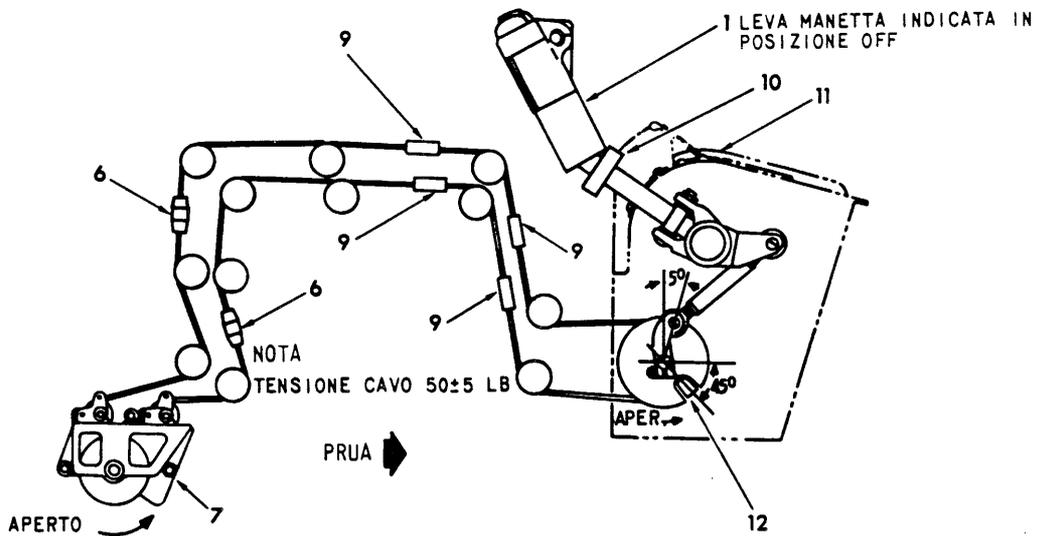
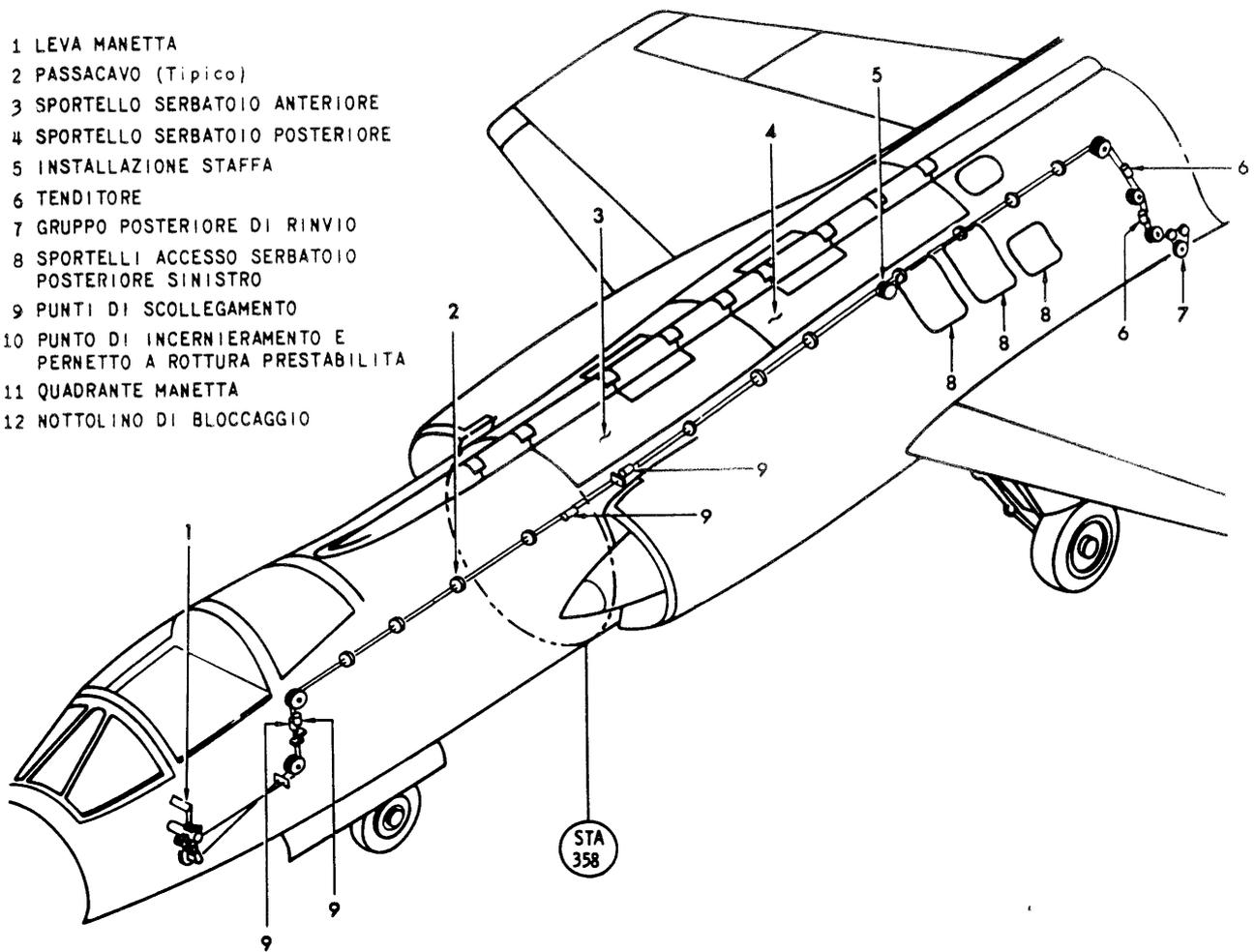
6-67. I componenti del circuito sono:

- Pompa combustibile principale.
- Filtro combustibile principale.
- Regolatore principale.
- Rivelatore temperatura ingresso compressore.
- Scatola ingranaggi manetta.
- Valvola di pressurizzazione e drenaggio.
- Polverizzatori.
- Filtro pressione di servocomando al regolatore ugello.
- Valvola a solenoide bloccaggio giri.

6-68. FUNZIONAMENTO (vedere fig. 6-15). L'impianto combustibile del velivolo alimenta la pompa combustibile principale. Questa invia il combustibile ad alta pressione, attraverso il filtro combustibile principale, al regolatore principale. Il regolatore principale divide la portata combustibile in portata regolata ai polverizzatori, in portata necessaria ai diversi servocomandi come fluido di manovra e in portata combustibile di cortocircuito che restituisce alla pompa combustibile principale il combustibile in eccesso. Il combustibile che passa alla pressione di riferimento ritorna alla pompa con il combustibile cortocircuitato. Il regolatore principale controlla la portata combustibile in modo da regolare il regime del turbogetto. Quando la manetta si trova al disotto della posizione 3° di angolo manetta, una valvola di intercettazione, incorporata nel regolatore principale, impedisce l'alimentazione di combustibile ai polverizzatori.

6-69. Quando la valvola di intercettazione del regolatore è aperta, la portata combustibile regolata passa dal regolatore principale ai polverizzatori, attraverso il flussometro, il radiatore olio principale, e la valvola di pressurizzazione e drenaggio. La valvola di pressurizzazione e drenaggio assicura una pressione del combustibile di servocomando sufficiente per le operazioni di servocomando e per la regolazione della portata. Durante l'arresto del turbogetto, il pistone di pressurizzazione si chiude e permette il drenaggio della parte del circuito a valle della valvola, scaricando al collettore di drenaggio all'atmosfera il combustibile contenuto nel collettore dei polverizzatori, mantenendo innescato il circuito a monte. Dalla valvola di pressurizzazione e drenaggio il combustibile viene inviato, attraverso due collettori e delle tubazioni flessibili individuali, ai dieci polverizzatori che lo polverizzano entro i tubi fiamma.

- 1 LEVA MANETTA
- 2 PASSACAPO (Tipico)
- 3 SPORTELLO SERBATOIO ANTERIORE
- 4 SPORTELLO SERBATOIO POSTERIORE
- 5 INSTALLAZIONE STAFFA
- 6 TENDITORE
- 7 GRUPPO POSTERIORE DI RINVIO
- 8 SPORTELLI ACCESSO SERBATOIO POSTERIORE SINISTRO
- 9 PUNTI DI SCOLLEGAMENTO
- 10 PUNTO DI INCERNIERAMENTO E PERNETTO A ROTTURA PRESTABILITA
- 11 QUADRANTE MANETTA
- 12 NOTTOLINO DI BLOCCAGGIO



VISTA GUARDANDO VERSO L'ESTERNO

Fig. 6-14. Gruppo manetta di comando turbogetto.

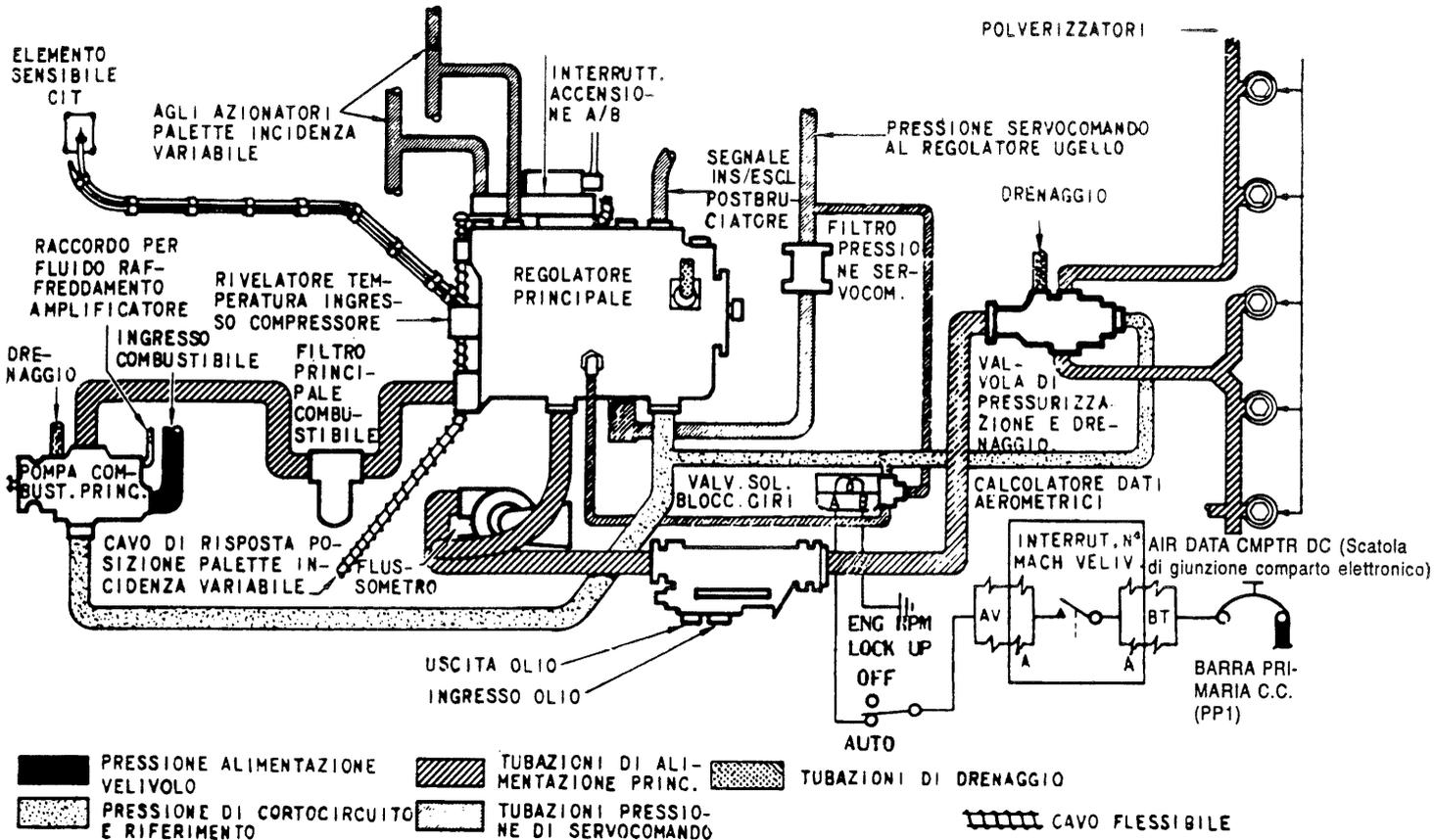


Fig. 6-15. Schema del circuito combustibile principale.

6-70. Oltre a regolare la portata combustibile al turbogetto, il regolatore genera dei segnali coordinati che esplicano le seguenti funzioni:

a. Regolano la posizione delle palette ad incidenza variabile.

b. Impediscono l'entrata in funzione del postbruciatore fino a quando non sono soddisfatte le condizioni di regime e posizione manetta.

Il circuito fornisce al regolatore ugello una pressione di servocomando regolata ed invia inoltre combustibile al bruciatore pilota del postbruciatore. La scatola ingranaggi manetta realizza il collegamento fra il turbogetto e il gruppo posteriore di rinvio della manetta supportando anche l'interruttore di accensione postbruciatore.

6-71. IMPIANTO DI ACCENSIONE

6-72. GENERALITÀ. L'impianto di accensione è costituito da tre circuiti separati e due gruppi di accensione di cui uno, e precisamente il gruppo di accensione combinato, ha funzioni doppie. I tre circuiti, due per l'accensione principale ed uno per l'accensione del postbruciatore, sono operativamente indipendenti; il circuito principale del gruppo combinato e il circuito N. 2 possono essere alimentati contemporaneamente azionando gli interruttori selettori ENGINE START nell'abitacolo. Il circuito di accensione del postbruciatore è alloggiato entro il gruppo di accensione combinato ed è alimentato attraverso l'interruttore di

accensione postbruciatore, che chiude il circuito quando la manetta è spostata nel campo di funzionamento del postbruciatore.

6-73. I componenti dell'impianto sono:

- Gruppo di accensione combinato (a due funzioni);
- Gruppo di accensione N. 2.
- Interruttore d'accensione postbruciatore.
- Accenditori principali (Q.tà 2).
- Accenditore postbruciatore.

6-74. FUNZIONAMENTO (vedere fig. 6-16). L'impianto di accensione principale è costituito da due circuiti indipendenti alloggiati in contenitori separati; ciascun circuito è provvisto del proprio accenditore. Il funzionamento dei due circuiti è simile.

6-75. Quando si passa con la manetta nel campo di funzionamento del postbruciatore, si chiudono i contatti dell'interruttore di accensione postbruciatore e la corrente alternata a 115 V della barra di alimentazione del velivolo alimenta il circuito di accensione del postbruciatore alloggiato nel gruppo di accensione combinato. Il gruppo di accensione aumenta in ampiezza il valore della tensione di ingresso e la radrezza. La corrente continua carica un condensatore serbatoio che fa parte del circuito del gruppo di accensione. Il condensatore serbatoio accumula una relativamente elevata energia che ciclicamente, attraverso uno scaricatore, fluisce all'accenditore.

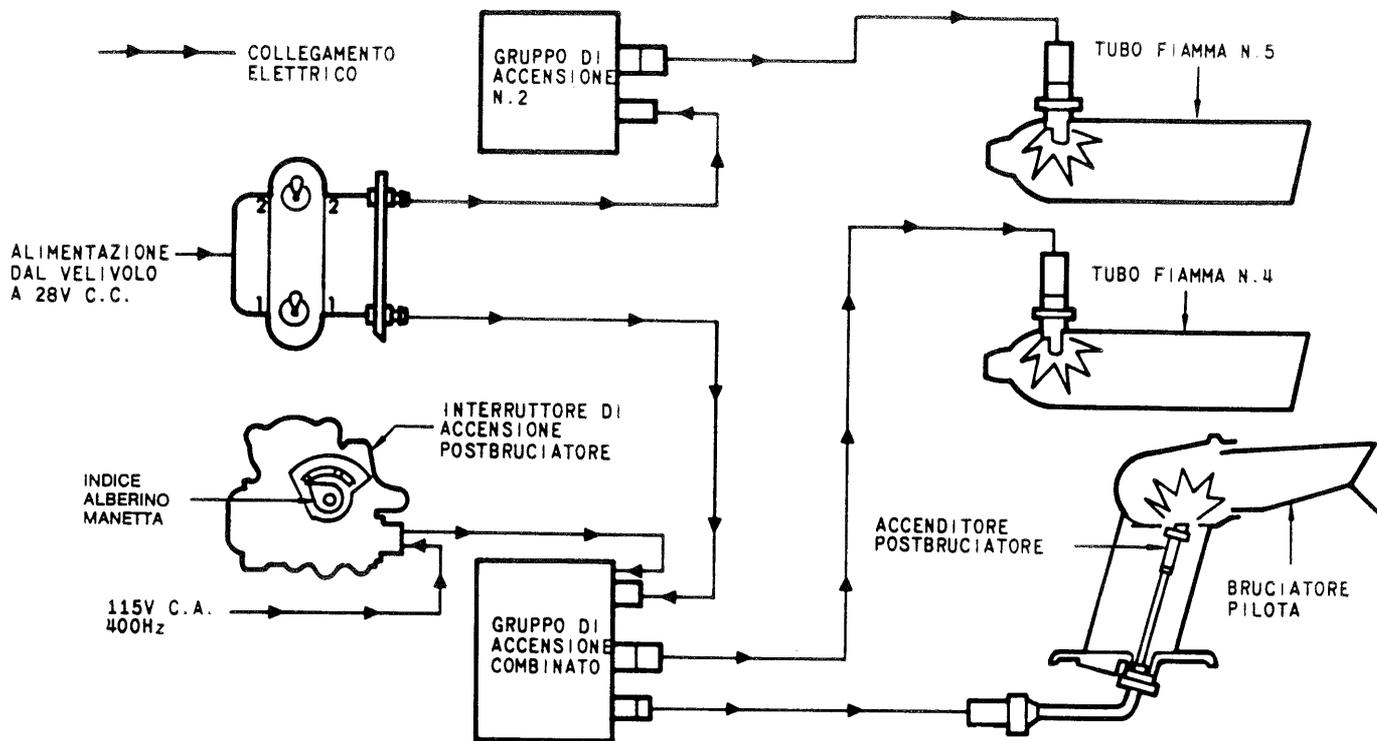


Fig. 6-16. Schema dell'impianto di accensione.

6-76. Normalmente, un potenziale di 1000+1500 V esistente fra gli elettrodi dell'accenditore è sufficiente per ionizzare la zona. La zona ionizzata, creando un passaggio a bassa impedenza, facilita la scarica del condensatore serbatoio. La scarica genera la scintilla che accende la miscela aria-combustibile presente nel bruciatore pilota. La fiamma prodotta dal bruciatore pilota accende a sua volta la miscela aria-combustibile presente nel condotto di scarico durante la postcombustione. Il circuito di accensione postbruciatore funziona in maniera continuativa durante la postcombustione.

6-77. CIRCUITO COMBUSTIBILE POSTBRUCIATORE

6-78. GENERALITÀ. Il circuito combustibile postbruciatore regola la portata del combustibile che viene polverizzato nel condotto di scarico durante il funzionamento in postcombustione. Il combustibile proveniente dal circuito combustibile principale viene inviato al bruciatore pilota che garantisce una corretta accensione del postbruciatore. Il postbruciatore aumenta la spinta fornita dal turbogetto aumentando la temperatura e la velocità dei gas di scarico.

6-79. I componenti del circuito sono:

- Pompa combustibile postbruciatore.
- Valvola pressurizzazione e drenaggio pompa postbruciatore.
- Valvola di non ritorno pressione riferimento postbruciatore.
- Filtro combustibile postbruciatore.
- Regolatore combustibile postbruciatore.

- Radiatore olio postbruciatore.
- Valvola di pressurizzazione combustibile postbruciatore.
- Collettori e barre di polverizzazione postbruciatore.
- Valvola di inserimento/esclusione bruciatore pilota.
- Valvola di non ritorno bruciatore pilota.
- Bruciatore pilota.

6-80. FUNZIONAMENTO (vedere fig. 6-17). Il combustibile è fornito al circuito attraverso il collettore di alimentazione combustibile ed è inviato alla valvola di intercettazione combustibile della pompa. La valvola di intercettazione è aperta da una pressione combustibile (segnale di inserimento/esclusione postbruciatore) fornito dal regolatore principale. Durante il funzionamento in postcombustione il combustibile passa attraverso la pompa postbruciatore ed alimenta il circuito. Durante il funzionamento non in postcombustione, la valvola di intercettazione montata sul raccordo di ingresso alla pompa è chiusa.

6-81. Al fine di ottenere l'entrata in funzione del postbruciatore la manetta deve essere avanzata nel campo funzionale di postcombustione ($76 \pm 1,5^\circ$ di angolo manetta) e il regime del turbogetto deve essere superiore al 91,5% dei giri. Quando il regime del turbogetto supera il 91,5% la valvola di inserimento/esclusione postbruciatore, incorporata nel regolatore principale, si apre e permette il passaggio di combustibile ad alta pressione ad una seconda valvola incorporata anch'essa nello stesso regolatore. Quando la manetta viene avanzata nel campo funzionale di postcombustione, la seconda valvola incorporata nel re-

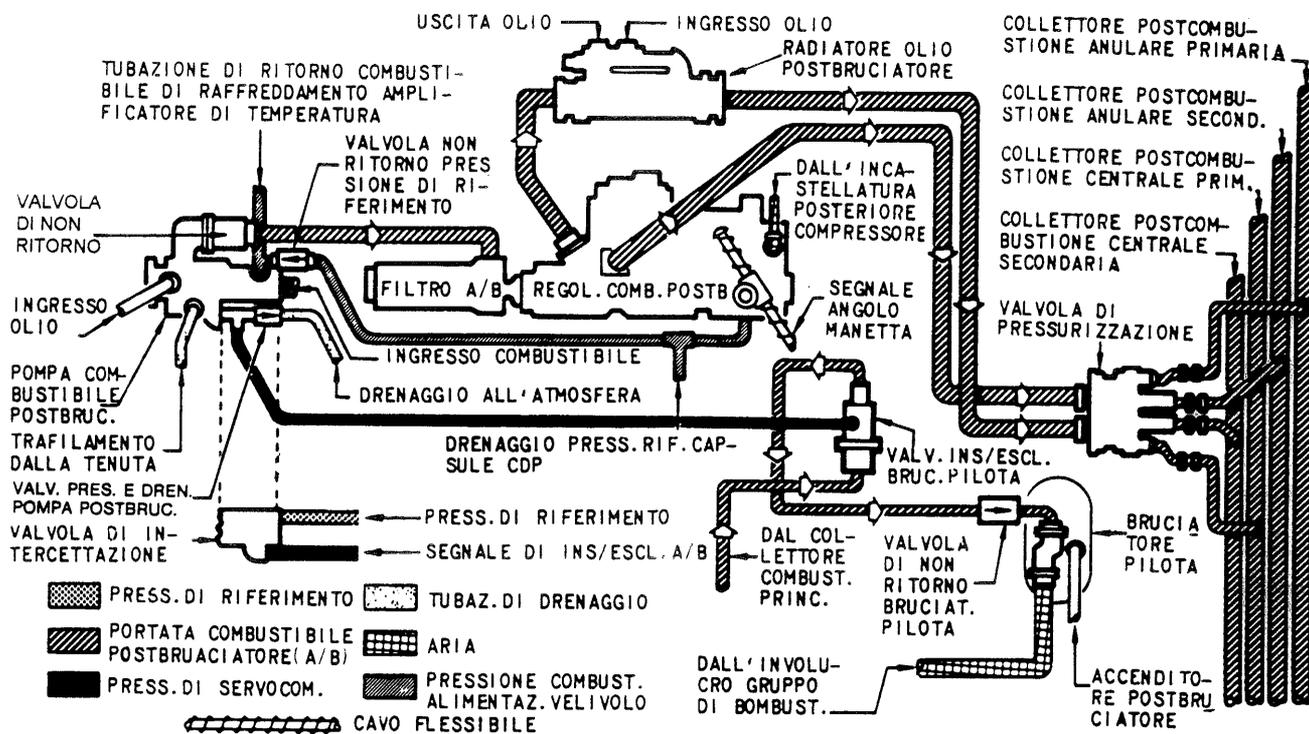


Fig. 6-17. Schema del circuito combustibile postbruciatore.

golatore principale si apre e permette che il combustibile ad alta pressione acceda all'azionatore della valvola di intercettazione combustibile della pompa combustibile postbruciatore.

6-82. La pompa combustibile postbruciatore è del tipo centrifugo; il suo elemento rotante riceve il moto dalla scatola ingranaggi in maniera continuativa, anche quando non è alimentato di combustibile. La valvola di pressurizzazione e drenaggio della pompa si chiude con l'aumento della pressione di mandata della pompa stessa e si riapre quando la pressione di mandata pompa postbruciatore scende a valori inferiori a 145 psi. Il segnale di pressione mandata combustibile della pompa del postbruciatore è inviato alla valvola di inserimento/esclusione bruciatore pilota per ottenere il flusso di combustibile al bruciatore pilota. Quando il valore della pressione di mandata pompa postbruciatore diminuisce, la valvola di pressurizzazione e drenaggio della pompa si apre e il combustibile presente all'interno della pompa viene drenato, eliminando il segnale alla valvola di inserimento/esclusione e provocando l'intercettazione del flusso di combustibile al bruciatore pilota.

6-83. Il regolatore combustibile postbruciatore regola la portata in funzione della posizione della manetta e della pressione di mandata compressore e ripartisce la portata fra la postcombustione centrale e quella anulare. Il combustibile inviato dal regolatore alla postcombustione centrale fluisce attraverso il radiatore olio postbruciatore e la valvola di pressurizzazione postbruciatore. Quando il salto di pressione esistente fra la portata totale e la portata della postcombustione centrale è di 40 psi, il regolatore

postbruciatore invia una portata di combustibile addizionale ai collettori della postcombustione anulare. La portata combustibile alla postcombustione anulare è inviata direttamente alla valvola di pressurizzazione postbruciatore.

6-84. La miscela combustibile-aria è accesa da un bruciatore pilota che si protende nella parte anteriore del condotto di scarico. La fiamma del bruciatore pilota è ottenuta accendendo la miscela che si ottiene con il combustibile proveniente dal collettore combustibile principale attraverso la valvola di inserimento/esclusione bruciatore pilota e l'aria prelevata dall'involucro esterno gruppo di combustione. L'accensione della miscela è ottenuta attraverso l'impianto di accensione postbruciatore che funziona in modo continuo nel campo di funzionamento in postcombustione.

6-85. IMPIANTO DI COMANDO UGELLO A SEZIONE VARIABILE

6-86. GENERALITÀ. L'impianto di comando ugello a sezione variabile assolve alle seguenti funzioni:

a. Con la manetta selezionata a MILITARY o nel campo di funzionamento del postbruciatore (A/B), ha il compito di limitare la temperatura getto (EGT o T_5) ad un valore prestabilito.

b. Nei regimi compresi fra IDLE e MILITARY, variando l'area dell'ugello mediante la regolazione meccanica della posizione ugello, consente una variazione pressochè lineare della spinta.

c. Provvede a stabilire una regolazione della temperatura del getto tale da ottimizzare le prestazioni del turbogetto in un ampio campo di impiego operativo.

d. Regola la posizione dell'ugello di scarico in funzione della velocità di variazione del regime permettendo la massima stabilità dei giri nelle condizioni transitorie di postcombustione (che si dimostra particolarmente utile alle alte quote).

e. Anticipa le variazioni di temperatura getto, fornendo una rapida risposta all'ugello durante i regimi transitori.

f. Permette la selezione di un circuito di emergenza chiusura ugello al fine di evitare una riduzione della spinta disponibile nel caso di avaria del circuito normale.

6-87. I componenti dell'impianto sono:

- Alternatore di controllo.
- Complessivo termocoppie.
- Amplificatore di temperatura.
- Regolatore ugello.
- Pompa ugello.
- Azionatori ugello.
- Elemento idraulico della pompa di lubrificazione e idraulica.
- Filtro di mandata olio idraulico.
- Valvola di sicurezza circuito idraulico.
- Regolatore di emergenza chiusura ugello.
- Pompa di emergenza ugello.
- Ganci di bloccaggio ugello.
- Filtro olio circuito di emergenza chiusura ugello.
- Valvola antitrafilamento statico circuito di emergenza.

6-88. FUNZIONAMENTO (vedere fig. 6-18). In condizioni normali il funzionamento dell'impianto ugello è controllato da due funzioni diverse:

a. Funzionamento in regolazione meccanica (mechanical schedule).

b. Funzionamento in limitazione elettrica-elettronica della temperatura getto (temperature limiting).

6-89. Nella fase di regolazione meccanica, l'ugello variabile è posizionato in funzione di due segnali: angolo manetta e posizione effettiva dell'ugello fornita dal relativo cavo di risposta. Questi due parametri sono inviati e confrontati nel regolatore ugello (NAC). Se attraverso l'angolo manetta viene richiesta una posizione ugello diversa da quella effettiva, il regolatore ugello produrrà un segnale che verrà successivamente utilizzato dalla pompa ugello per estendere o retrarre la bielletta di comando. Il movimento della bielletta di comando posiziona la leva di controllo della pompa ugello che a sua volta alimenta con olio in pressione gli azionatori dell'ugello. Gli azionatori muovono i deflettori dell'ugello variando in tal modo l'area di passaggio dei gas di scarico.

6-90. In fase di limitazione elettrica-elettronica della temperatura getto, la posizione dell'ugello è definita dal circuito di limitazione EGT. I principali componenti del circuito di limitazione e le singole funzioni sono:

a. Alternatore di controllo. Fornisce l'alimentazione elettrica necessaria al funzionamento dell'amplificatore di temperatura.

b. Termocoppie. Producono un segnale elettrico in millivolt, proporzionale alla temperatura getto.

c. Regolatore ugello. Un motorino di torsione all'interno del regolatore ugello trasforma il segnale fornito dall'amplificatore di temperatura in un proporzionale spostamento meccanico che viene risentito dalla sezione di servocomando controllo sovratemperatura nel regolatore ugello.

d. Amplificatore di temperatura. Riceve un segnale elettrico dalle termocoppie e lo confronta con una tensione di riferimento. Il segnale risultante è amplificato e talvolta regolato prima di essere inviato al motorino di torsione del regolatore ugello.

6-91. IMPIANTO DI EMERGENZA CHIUSURA UGELLO (vedere fig. 6-19). Un'avaria al circuito normale di comando ugello può portare ad un'apertura completa dell'ugello stesso con una notevole diminuzione della spinta disponibile. Il circuito di emergenza chiusura ugello provvede a fornire un sistema che, selezionato mediante una maniglia di comando situata nell'abitacolo, riporta l'ugello in una posizione chiusa ripristinando di conseguenza la spinta disponibile. La maniglia di comando emergenza ugello è collegata per mezzo di un cavo flessibile alla leva di comando del regolatore di emergenza chiusura ugello. Con la maniglia nella posizione normale (verso l'avanti), l'olio di mandata pompa ugello fluisce agli azionatori ugello attraverso il regolatore di emergenza; tuttavia, il regolatore non ha effetti sulla regolazione dell'area ugello. Quando la maniglia è estratta nella posizione di emergenza (maniglia estratta) il regolatore di emergenza ugello realizza quanto segue: cortocircuita la mandata d'olio della pompa ugello, sfiata il lato pistone degli azionatori ugello alla linea di cortocircuito della pompa ugello, invia la mandata della pompa di emergenza ugello al lato asta degli azionatori i quali posizionano l'ugello di scarico ad un'area predeterminata, ripristinando così la spinta ad un valore adeguato. Con il circuito di emergenza selezionato, gli spostamenti di manetta dovranno essere effettuati con cautela per evitare sovratemperature e si dovrà evitare il funzionamento in postcombustione.

6-92. Quando la maniglia di comando circuito di emergenza è estratta, attivando il circuito di emergenza chiusura ugello, i cavi collegati alla leva di comando del regolatore di emergenza chiudono i ganci di bloccaggio posti sugli azionatori N. 2 e N. 4. Con il circuito di emergenza che controlla l'ugello, i ganci di bloccaggio sono predisposti e provvedono a limitare la corsa in apertura degli azionatori. Durante il funzionamento del circuito di emergenza i collarini montati sulle aste degli azionatori N. 2 e 4 seguono la modulazione dell'area ugello, determinata dal regolatore di emergenza, senza venire a contatto con i rispettivi ganci di bloccaggio. Nell'eventualità di un'avaria al circuito di emergenza ugello, o nel caso di perdita di olio fino ad un livello nel serbatoio inferiore a 0,5 galloni, il circuito di emergenza ugello diventa inoperativo e l'ugello si porterà in apertura fino a che i collarini andranno ad impegnarsi con i ganci di bloccaggio, garantendo tuttavia una spinta sufficiente per la prosecuzione del volo.

LEGENDA:

- | | | |
|--|---|---|
| 1 COMBUSTIBILE DI RAFFREDDAMENTO DALLA POMPA COMBUSTIBILE PRINCIPALE | 8 AL GRUPPO COMBINATO DI ACCENSIONE | 14 PRESA DI PRESSIONE TUBAZIONE DI MANDATA ELEMENTO IDRAULICO POMPA DI LUBRIFICAZIONE E IDRAULICA |
| 2 COMBUSTIBILE DI RAFFREDDAMENTO ALLA POMPA COMBUSTIBILE POSTBRUCIATORE (Pressione alimentazione velivolo) | 9 CAVO DI COLLEGAMENTO MECCANICO ORGANI DI REGOLAZIONE | 15 SCARICO PRESSIONE INGRESSO POMPA UGELLO AL FILTRO OLIO DI RICUPERO |
| 3 TUBAZIONE SFIATO POZZETTO CUSCINETTO N.3 AL FILTRO OLIO DI RICUPERO | 10 COMBUSTIBILE ALLA PRESSIONE DI SERVOCOMANDO DAL REGOLATORE PRINCIPALE | 16 PRESE DI PRESSIONE AZIONATORI UGELLO |
| 4 AL GENERATORE TACHIMETRICO ED ALLA VALVOLA AZIONATORE CHIUSURA PALETTE IGW | 11 TUBAZIONE PRESSIONE DI RIFERIMENTO ALLA LINEA DI CORTOCIRCUITO DEL REGOLATORE PRINCIPALE | |
| 5 ALLA VALVOLA ANTIGHIACCIO E ALL'INDICATORE ANTIGHIACCIO | 12 TRAFILAMENTO DEGLI AZIONATORI ALLA SCATOLA INGRANAGGI POSTERIORE | |
| 7 FILTRO A RETE ELEMENTO IDRAULICO POMPA DI LUBRIFICAZIONE E IDRAULICA | 13 DRENAGGIO DELLA TENUTA (A) collettore principale di drenaggio del turbogetto) | |

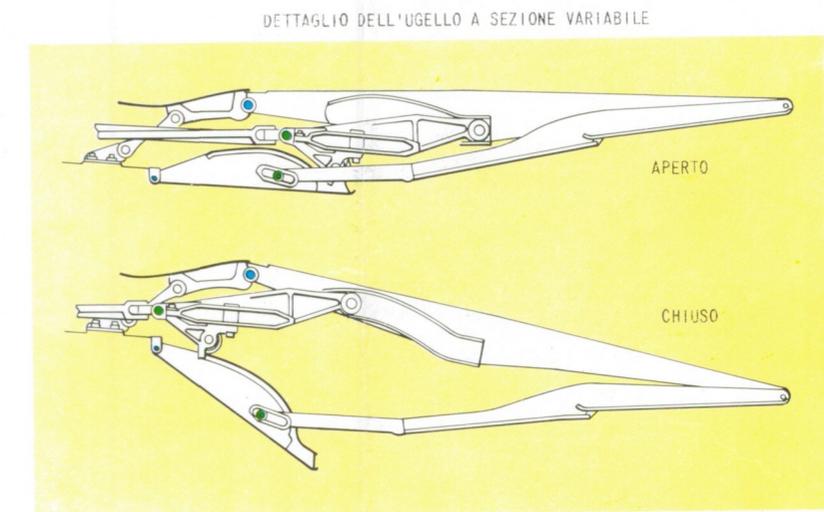
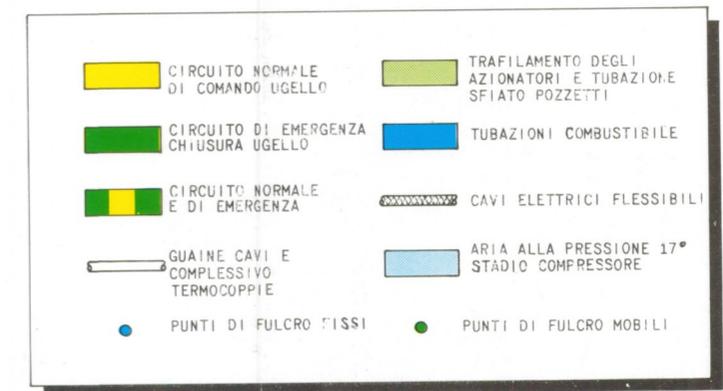
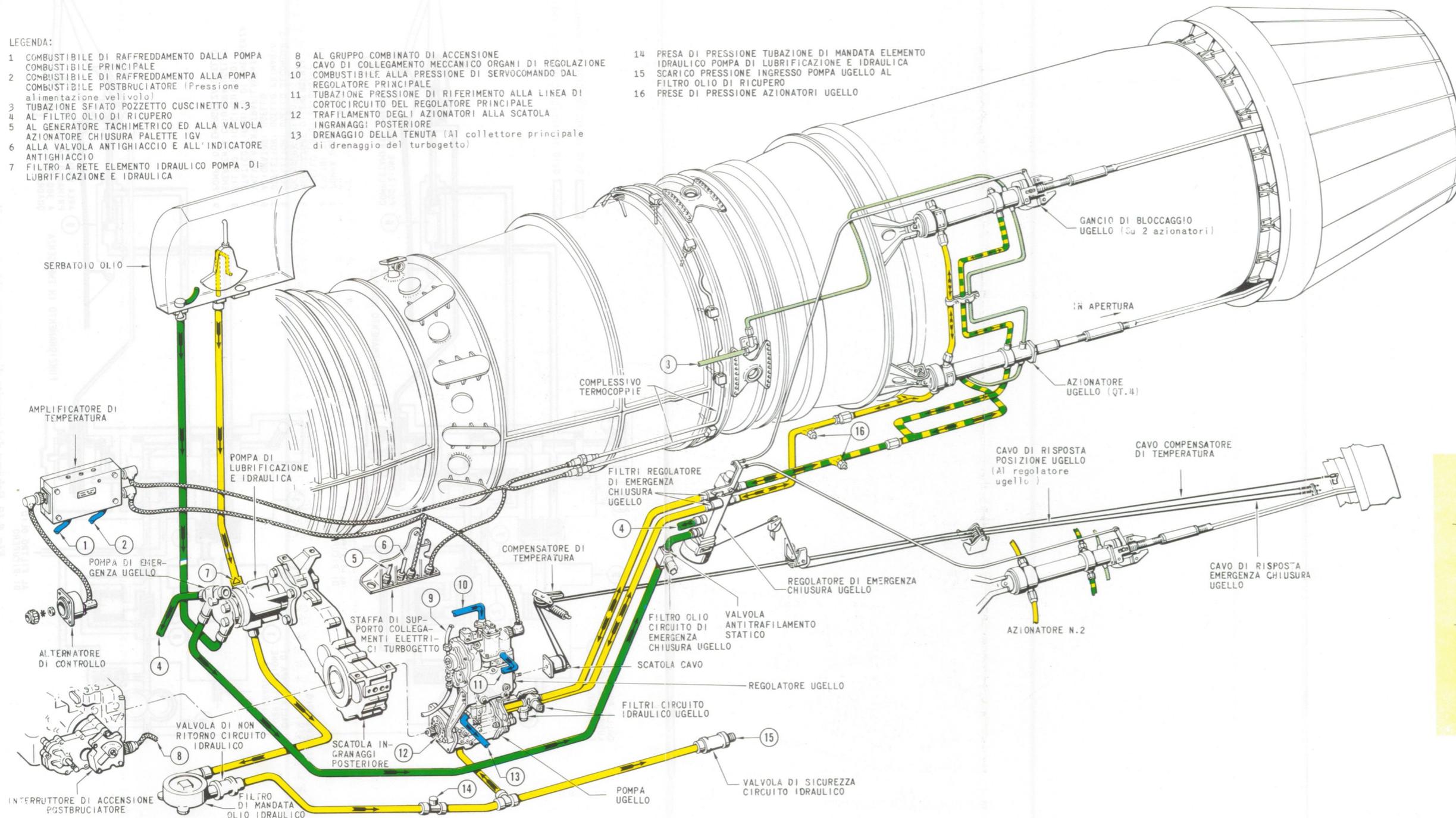


Fig. 6-18. Schema dell'impianto di comando ugello a sezione variabile.

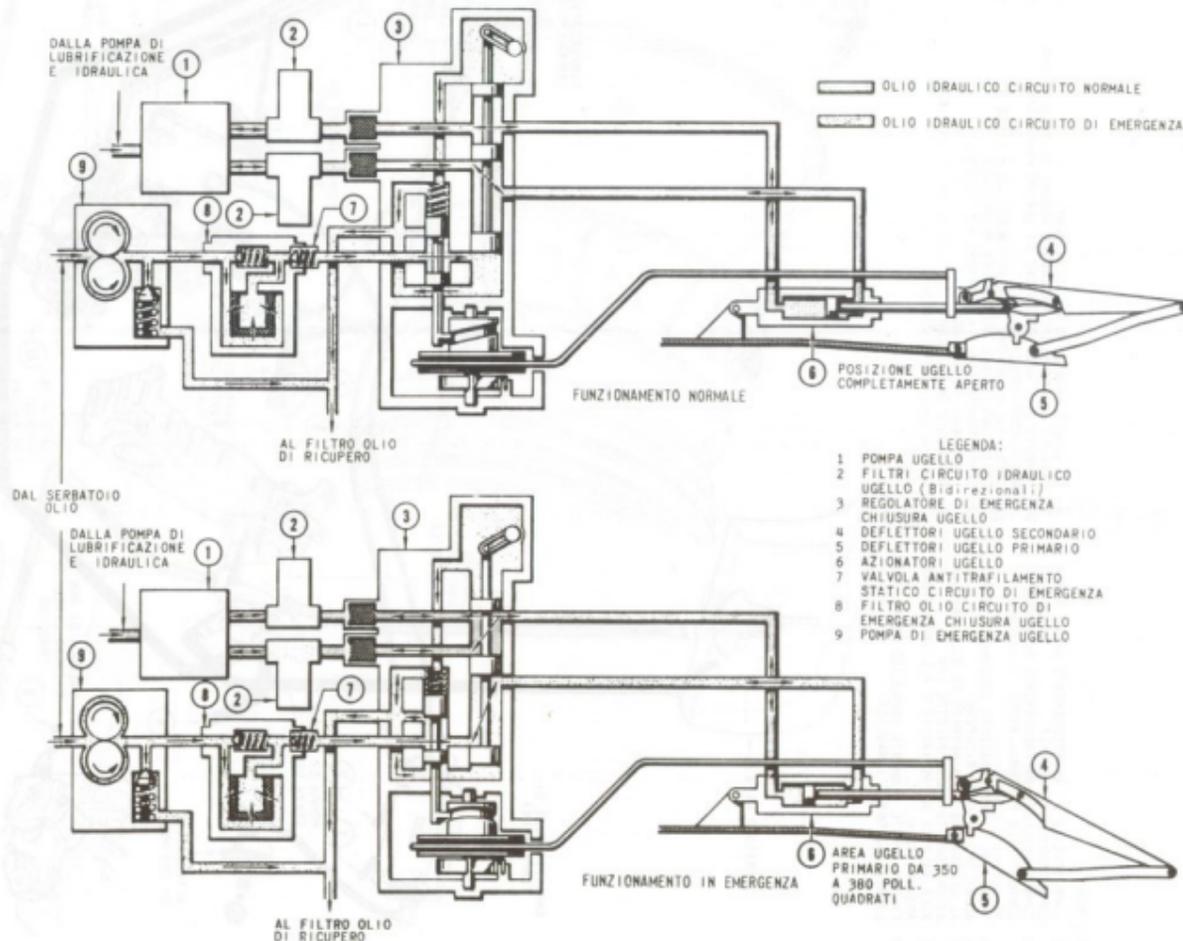


Fig. 6-19. Schema del circuito di emergenza chiusura ugello.

6-93. CIRCUITO COMANDO PALETTE AD INCIDENZA VARIABILE

6-94. GENERALITÀ (vedere fig. 6-20). Il circuito di comando palette ad incidenza variabile ha il compito di mantenere ad un livello soddisfacente le prestazioni del compressore entro un largo margine di impiego funzionale del turbogetto. Il circuito controlla l'angolo di calettamento delle palette del distributore d'ingresso e dei primi sei stadi dello statore compressore, allo scopo di favorire l'accoppiamento aerodinamico fra la parte anteriore (bassa pressione) e la parte posteriore (alta pressione) del gruppo compressore. Con la variazione nell'angolo di calettamento delle palette si ha una effettiva variazione nell'angolo di incidenza con il quale il flusso d'aria investe il profilo aerodinamico della paletta. L'angolo di incidenza della paletta determina le caratteristiche di compressione per ciascun stadio di compressione.

6-95. I componenti del circuito sono:

- Azionatori palette ad incidenza variabile.
- Valvola chiusura palette ad incidenza variabile.
- Azionatore chiusura palette ad incidenza variabile.
- Gruppo di risposta posizione palette ad incidenza variabile.

6-96. FUNZIONAMENTO (vedere fig. 6-21). Una camma di regolazione palette ad incidenza variabile ed una valvola pilota fanno parte del gruppo di regolazione palette ad incidenza variabile, contenuto nel regolatore principale. La camma di regolazione è comandata in rotazione in funzione delle variazioni di regime del turbogetto (N) e si sposta assialmente in funzione delle variazioni della temperatura di ingresso compressore (CIT).

6-97. Il collegamento meccanico che aziona le palette ad incidenza variabile trasmette il movimento dell'azionatore alle palette. Oltre a posizionare le palette, il collegamento meccanico fornisce al regolatore principale un segnale di risposta posizione palette utilizzando un cavo di risposta. Nel regolatore principale, il segnale di risposta posizione palette si oppone al segnale fornito dal copiacamma alla valvola pilota e sposta la valvola stessa verso la posizione neutra. Non appena raggiunta la posizione neutra gli azionatori vengono bloccati idraulicamente e le palette mantengono la nuova posizione richiesta dalla camma di regolazione.

6-98. Il circuito comando palette ad incidenza variabile chiude inoltre automaticamente le palette di circa 5°, quando viene azionato l'impianto di sparo armi.

6-99. IMPIANTO DI LUBRIFICAZIONE E DI RICUPERO

6-100. GENERALITÀ (vedere fig. 6-22). L'impianto di lubrificazione comprende tre circuiti fra di loro dipendenti, ciascuno dei quali compie una singola e specifica funzione per assicurare una adeguata lubri-

ficazione ai cuscinetti ed agli ingranaggi del turbogetto. I circuiti disponibili sono:

- Circuito di alimentazione.
- Circuito di ricupero.
- Circuito di pressurizzazione.

6-101. Il circuito di alimentazione invia l'olio filtrato e sotto pressione ai pozzetti dei cuscinetti principali e alle tre scatole ingranaggi. All'interno di tali pozzetti e nelle scatole ingranaggi, l'olio viene indirizzato mediante ugelli sui cuscinetti, in prossimità delle tenute olio nelle aree dei cuscinetti, e sui cuscinetti ed ingranaggi delle scatole ingranaggi per lubrificarli e raffreddarli.

6-102. Il circuito di ricupero recupera l'olio dalle aree lubrificate e dal circuito idraulico di comando ugello a sezione variabile. L'olio viene filtrato, raffreddato e restituito al serbatoio per il reimpiego.

6-103. Il circuito di pressurizzazione regola la pressione dell'aria nel serbatoio olio, nei pozzetti e nelle scatole ingranaggi, assicurando un appropriato funzionamento delle tenute olio dei pozzetti, prevenendo nel contempo danni ai pozzetti e/o al serbatoio e mantenendo entro determinati limiti il valore della pressurizzazione.

6-104. CIRCUITO DI ALIMENTAZIONE OLIO DI LUBRIFICAZIONE. I componenti del circuito sono:

- Serbatoio olio.
- Pompa di lubrificazione e idraulica.
- Filtro di mandata olio di lubrificazione.
- Gruppo parzializzatori.
- Valvola di sicurezza pressione olio di lubrificazione.
- Ugelli di lubrificazione.

6-105. L'olio fluisce dal serbatoio all'elemento di lubrificazione (elemento N. 1) della pompa di lubrificazione e idraulica. Un filtro a rete di 24 mesh, posto sulla tubazione di alimentazione alla pompa, elimina dall'olio le contaminazioni di diametro fino a 0,030 inch. Il filtro di mandata trattiene le contaminazioni presenti nell'olio di dimensioni superiori a 150 micron.

6-106. A valle del filtro di mandata olio si dipartono tre linee di lubrificazione. L'olio diretto verso la parte anteriore del turbogetto fluisce alla scatola ingranaggi anteriore, al cuscinetto N. 1 (utilizzando passaggi ricavati sulla razza N. 4 dell'incastellatura anteriore compressore) e alla scatola ingranaggi intermedia. Una seconda tubazione fornisce l'olio di lubrificazione alla scatola ingranaggi posteriore. Una terza linea di lubrificazione invia l'olio al cuscinetto N. 2 (utilizzando passaggi ricavati sulla razza N. 5 dell'incastellatura posteriore compressore) e al cuscinetto N. 3 (attraverso la razza N. 3 dell'incastellatura turbina).

6-107. CIRCUITO DI RICUPERO OLIO. I componenti del circuito sono:

- a. Pompa di ricupero olio scatola ingranaggi intermedia.
- b. Pompa di ricupero olio scatola ingranaggi posteriore.

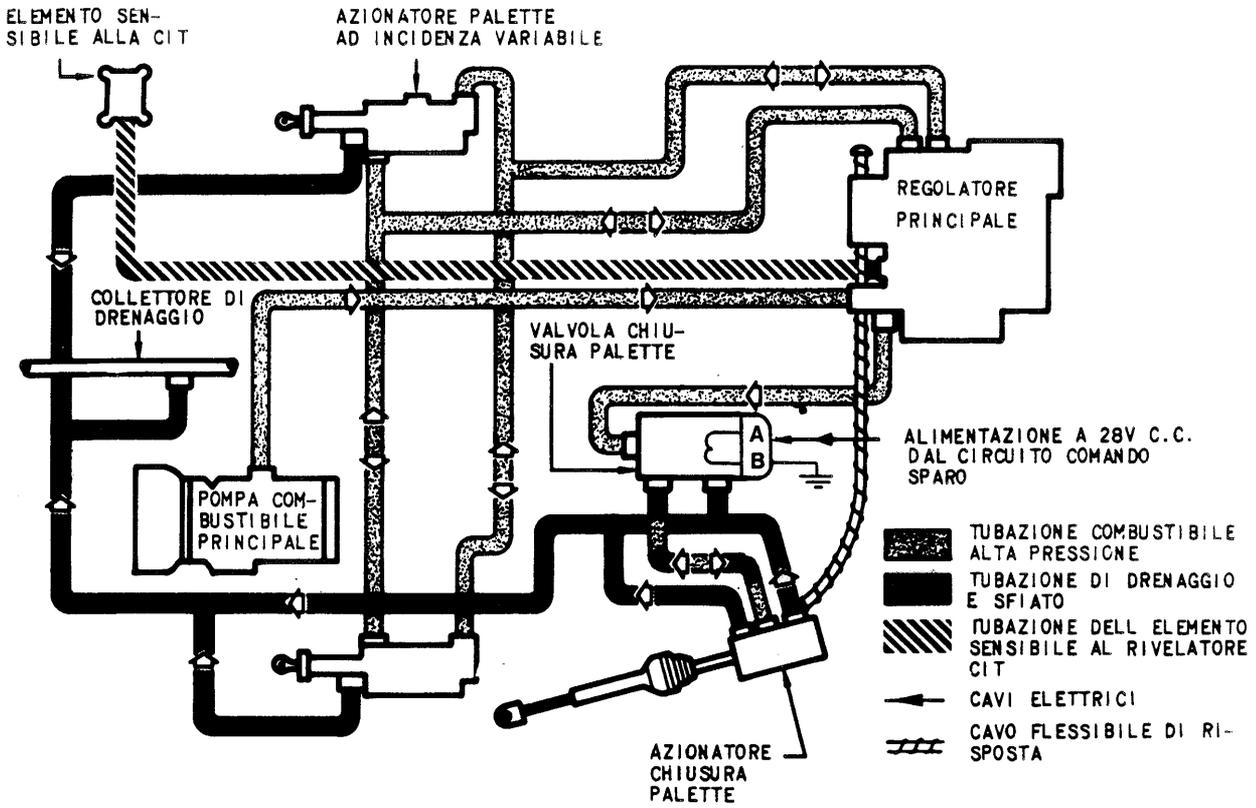


Fig. 6-20. Schema circuito comando palette ad incidenza variabile.

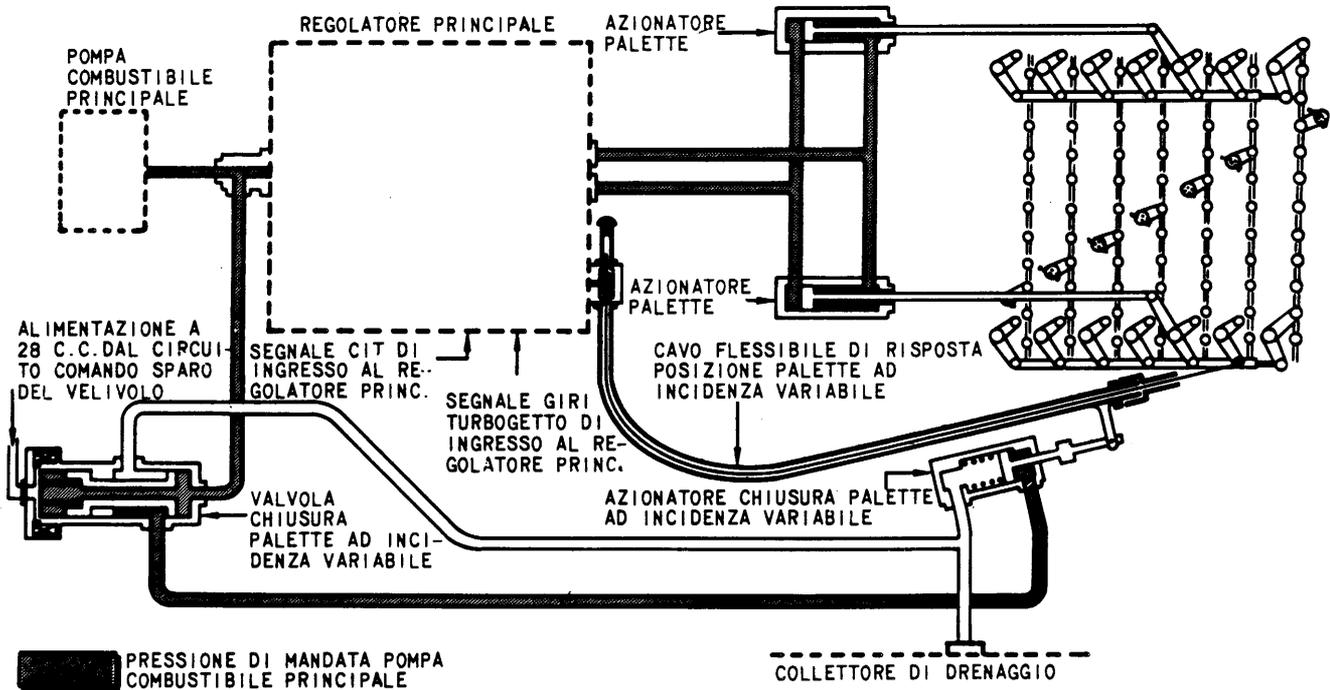


Fig. 6-21. Schema del funzionamento del circuito comando palette ad incidenza variabile.

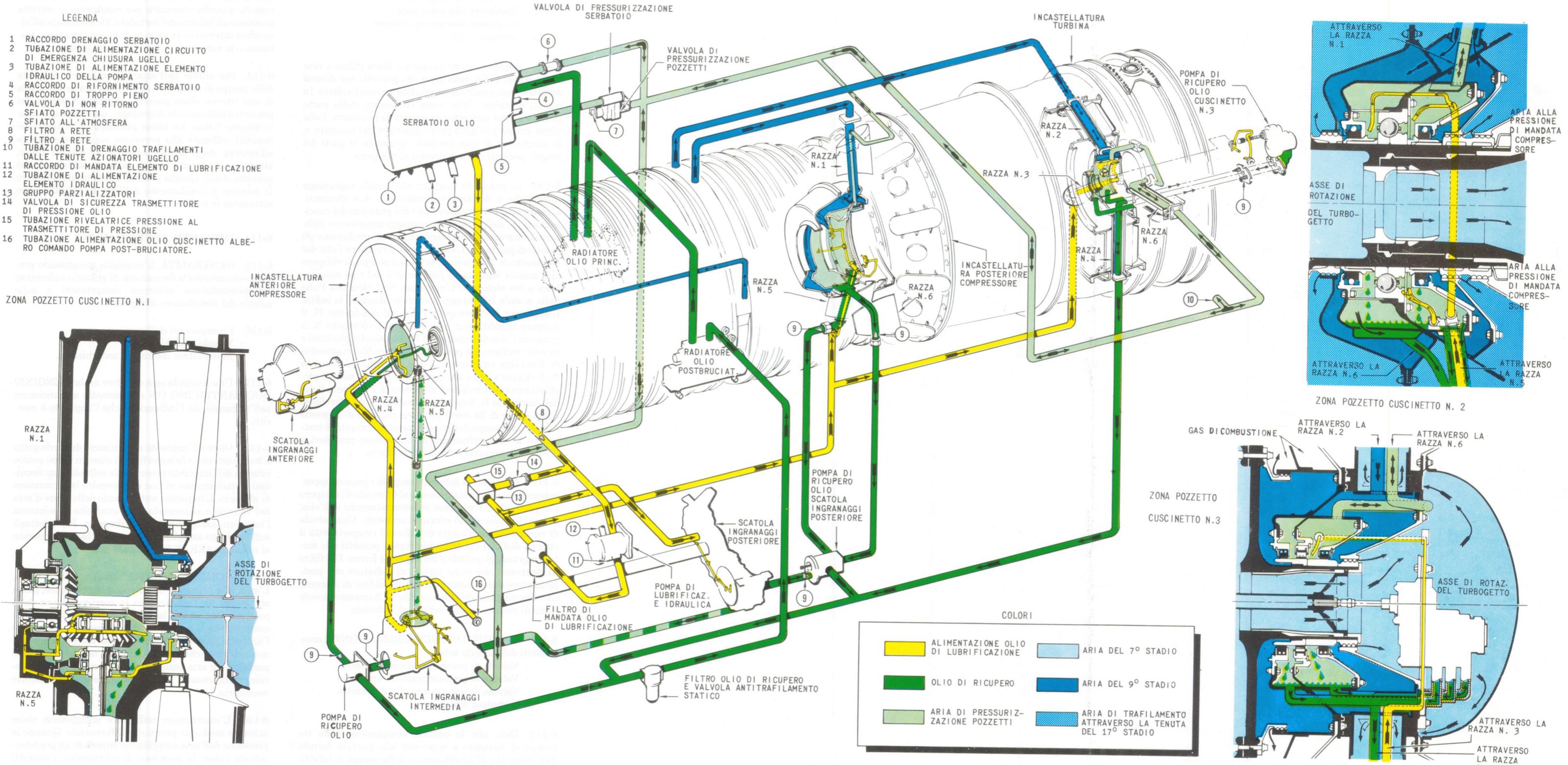


Fig. 6-22. Schema dell'impianto di lubrificazione e di ricupero.

- c. Pompa di ricupero olio cuscinetto N. 3.
- d. Filtro olio di ricupero.
- e. Radiatore olio principale.
- f. Radiatore olio postbruciatore.
- g. Serbatoio olio.

6-108. Questo circuito ricupera e filtra (filtro a rete di 24 mesh) l'olio dalla zona dei pozzetti nei diversi assetti di volo quali: salita, picchiata e volo livellato. In assetti di salita, l'olio viene ricuperato dalla parte posteriore del pozzetto; in assetti di picchiata, l'olio viene ricuperato dalla parte anteriore del pozzetto e, in condizioni di volo livellato, entrambe le parti dei singoli pozzetti contribuiscono al ricupero.

6-109. La pompa di ricupero olio scatola ingranaggi intermedia è del tipo volumetrico a due elementi. L'elemento N. 1 ricupera l'olio dal pozzetto del cuscinetto N. 1, dalla scatola ingranaggi anteriore e dalle scatole ingranaggi intermedia e posteriore durante gli assetti di picchiata. L'elemento N. 2 ricupera l'olio dal cuscinetto N. 1 durante la salita. La pompa di ricupero olio scatola ingranaggi posteriore è del tipo volumetrico a tre elementi. L'elemento N. 1 ricupera l'olio dalla scatola ingranaggi posteriore durante la salita. L'elemento N. 2 ricupera l'olio dal cuscinetto N. 2 durante la salita e il volo livellato. L'elemento N. 3 ricupera l'olio dal cuscinetto N. 2 in assetti picchiati e in volo livellato. La pompa di ricupero olio cuscinetto N. 3 del tipo volumetrico a due elementi. L'elemento N. 1 ricupera l'olio dal cuscinetto N. 3 in assetti picchiati e in volo livellato; l'elemento N. 2 ricupera l'olio del cuscinetto N. 3 durante la salita e il volo livellato. Filtri a rete di 24 mesh posti sui raccordi di ingresso di ciascuna pompa di ricupero hanno il compito di trattenere le contaminazioni di dimensioni maggiori a 0,030 inch presenti nell'olio di ricupero.

6-110. La mandata delle tre pompe di ricupero opportunamente combinata è inviata al filtro olio di ricupero che provvede a rimuovere le contaminazioni dall'olio, prima che l'olio stesso ritorni al serbatoio. Una valvola di non ritorno sull'uscita del filtro di ricupero evita il ritorno dell'olio dal serbatoio verso i pozzetti e le scatole ingranaggi quando il turbogetto è fermo. Dal filtro di ricupero l'olio viene inviato al radiatore olio postbruciatore e al radiatore principale, al fine di ottenere una diminuzione della temperatura. Successivamente l'olio di ricupero viene inviato al serbatoio.

6-111. CIRCUITO DI PRESSURIZZAZIONE. I componenti del circuito sono:

- Valvola di pressurizzazione pozzetti.
- Valvola di pressurizzazione serbatoio.
- Valvola di non ritorno sfiato pozzetti.
- Serbatoio olio.

6-112. Dato che la portata complessiva delle tre pompe di ricupero è superiore alla portata fornita dall'elemento di lubrificazione della pompa di lubrificazione e idraulica, le pompe di ricupero aspirano dalle zone lubrificate aria oltre che olio. Quest'aria viene inviata con l'olio all'interno del serbatoio e non

può ritornare nei pozzetti essendo impedita dalla valvola di non ritorno sfiato pozzetti. L'aria in eccesso, rispetto a quella necessaria per mantenere la corretta pressione all'interno del serbatoio, viene sfiata all'atmosfera attraverso la valvola di pressurizzazione serbatoio e la valvola di pressurizzazione pozzetti.

6-113. Per effetto dell'aspirazione di aria da parte delle pompe di ricupero e della presenza della valvola di non ritorno sfiato pozzetti, si crea, all'interno dei pozzetti e delle scatole ingranaggi, una pressione relativamente bassa. La bassa pressione all'interno dei pozzetti collegata alla pressione superiore esistente all'esterno degli stessi, permette all'aria di fluire, attraverso le tenute olio di carbone, all'interno dei pozzetti stessi. Questa portata d'aria tende a ridurre al minimo il trafileamento dell'olio di lubrificazione attraverso le tenute.

6-114. IMPIANTO ANTIGHIACCIO

6-115. GENERALITÀ. L'impianto antighiaccio previene e/o rimuove la formazione di ghiaccio sulle razze dell'incastellatura anteriore compressore e sulle palette del distributore d'ingresso.

6-116. I componenti dell'impianto sono:

- Valvola antighiaccio.
- Interruttore indicatore antighiaccio.

6-117. Una lampada spia di colore ambra, ENGINE/ DUCT ANTI-ICING ON sul pannello annunciatore nell'abitacolo, dà l'indicazione che l'impianto è inserito.

6-118. Oltre all'impianto antighiaccio del turbogetto il bordo esterno e la superficie di ciascun corpo conico interno dell'impianto prese d'aria velivolo sono riscaldati elettricamente al fine di prevenire la formazione di ghiaccio. L'impianto antighiaccio delle prese d'aria del velivolo è alimentato ogni qualvolta si seleziona l'impianto antighiaccio del turbogetto. Per i dettagli sull'impianto antighiaccio prese aria fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-2.

6-119. FUNZIONAMENTO (vedere fig. 6-23).

L'aria, alla pressione di mandata compressore, passa attraverso un foro ricavato in corrispondenza della posizione ore 12 sull'involucro esterno del gruppo di combustione e quindi in una tubazione che dirige l'aria alla valvola antighiaccio. La valvola è del tipo normalmente chiusa, allo scopo di non permettere il passaggio di aria antighiaccio all'incastellatura anteriore compressore se non quando è strettamente necessario.

6-120. L'interruttore indicatore antighiaccio viene azionato mediante pressione differenziale. Quando la pressione dell'aria antighiaccio supera di un predeterminato valore la pressione di riferimento, i contatti all'interno dell'interruttore si chiudono provocando l'accensione della lampada spia in cabina indicante che l'impianto antighiaccio è in funzione.

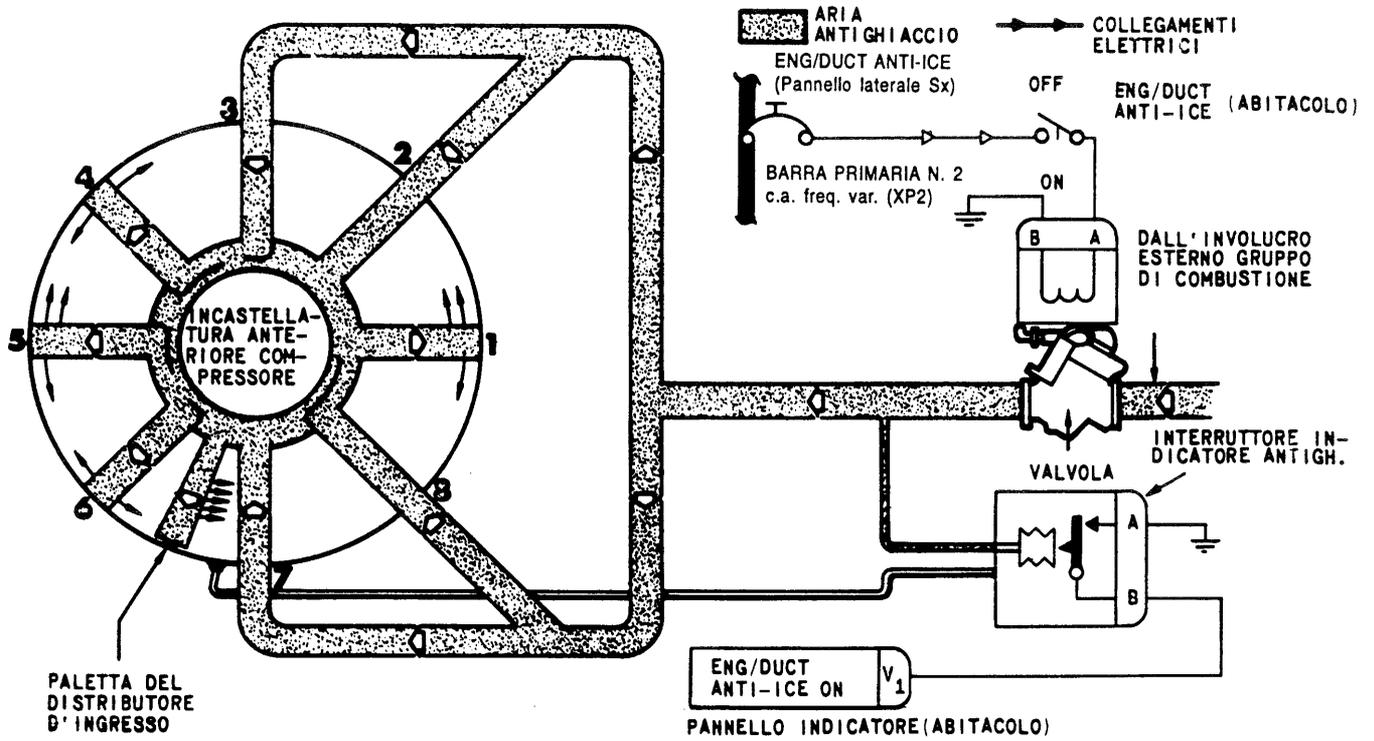


Fig. 6-23. Schema dell'impianto antighiaccio.

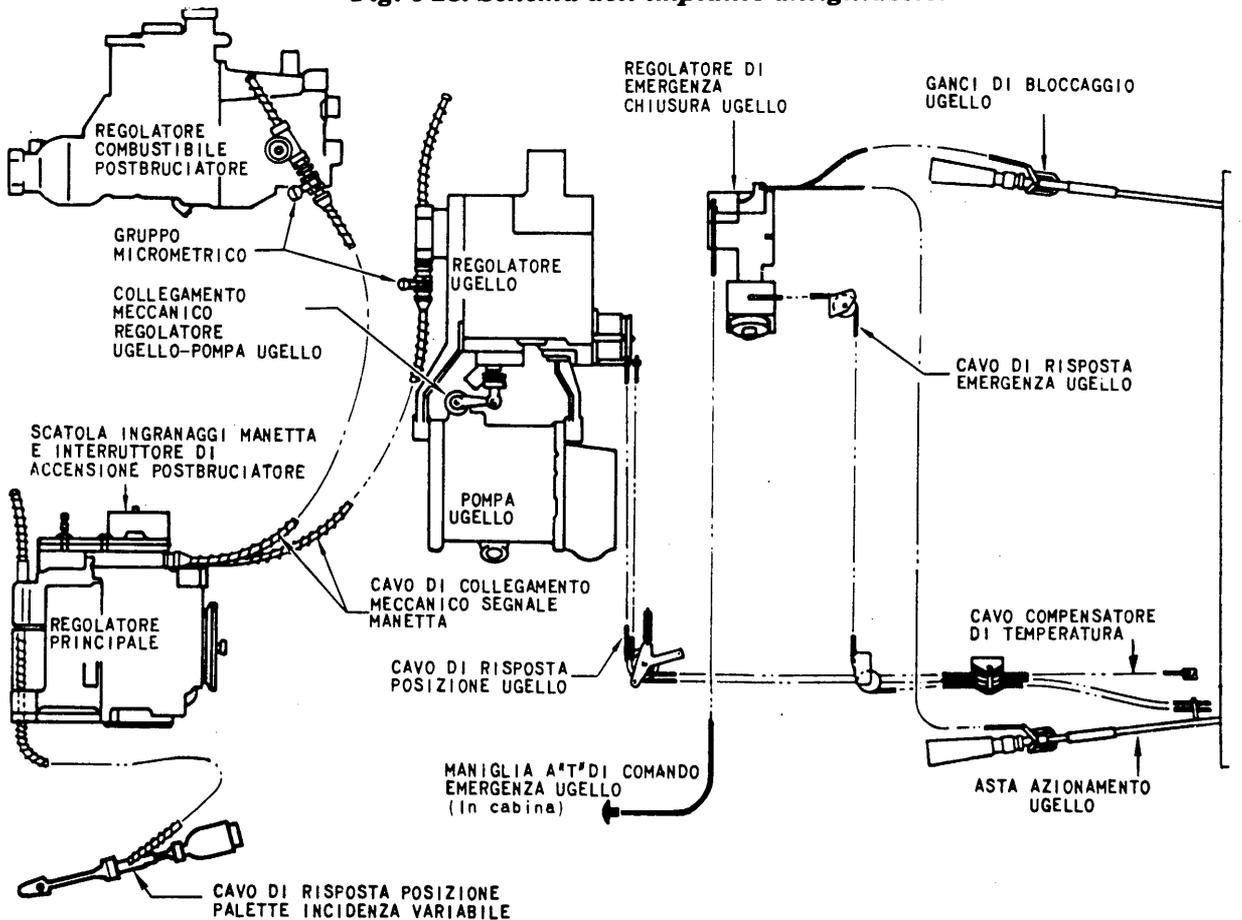


Fig. 6-24. Sistema di collegamento organi di regolazione.

6-121. SISTEMA DI COLLEGAMENTO MECCANICO ORGANI DI REGOLAZIONE

6-122. GENERALITÀ (vedere fig. 6-24). Il sistema di collegamento meccanico organi di regolazione ha il compito di fornire ai diversi regolatori dei segnali meccanici di comando e di risposta che vengono utilizzati dagli stessi per controllare il funzionamento del turbogetto. I gruppi che costituiscono il sistema sono:

- Collegamento meccanico segnale manetta.
- Risposta posizione palette ad incidenza variabile.
- Risposta posizione ugello.
- Risposta di emergenza posizione ugello.
- Collegamento meccanico regolatore ugello e pompa ugello.
- Gruppo di comando ganci di bloccaggio ugello.

6-123. COLLEGAMENTO MECCANICO SEGNALE MANETTA. La manetta di comando turbogetto, posta nell'abitacolo, è collegata mediante un cavo flessibile al gruppo posteriore di rinvio posto nel vano turbogetto. Da qui un collegamento telescopico fornisce il movimento alla scatola ingranaggi manetta che è montata sul regolatore principale e che a sua volta porta in rotazione l'alberino di comando manetta del regolatore.

6-124. GRUPPO DI RISPOSTA POSIZIONE PALETTE AD INCIDENZA VARIABILE. Il gruppo di risposta posizione palette ad incidenza variabile fornisce il segnale di posizione delle palette al regolatore principale, che lo utilizza per stabilire la posizione

delle palette stesse. Il segnale è fornito mediante un cavo flessibile: una estremità del cavo è vincolata ad una leva a squadra di azionamento palette, l'altra estremità si innesta con una ruota elicoidale che è fissata ad un alberino caricato a molla facente parte del regolatore principale.

6-125. GRUPPO DI RISPOSTA POSIZIONE UGELLO. Il gruppo di risposta posizione ugello fornisce al regolatore ugello un segnale rappresentativo della posizione dell'ugello primario; il regolatore a sua volta utilizza questo segnale per posizionare l'ugello. Questo segnale è trasmesso utilizzando un cavo, detto di risposta; una estremità del cavo è vincolata all'asta dell'azionatore N. 2, l'altra estremità è collegata ad una puleggia fissata all'alberino di risposta posizione ugello del regolatore ugello.

6-126. GRUPPO DI RISPOSTA EMERGENZA POSIZIONE UGELLO. Questo gruppo trasmette un segnale di risposta rappresentativo della posizione ugello al regolatore di emergenza chiusura ugello. Il segnale è trasmesso utilizzando un cavo, una estremità del quale è collegata ad una puleggia facente parte del regolatore di emergenza. I cavi di comando ganci di bloccaggio collegano la leva di comando del regolatore di emergenza al meccanismo di azionamento dei ganci che si posiziona in risposta al movimento della leva di comando del regolatore. La leva di comando regolatore di emergenza è collegata attraverso un sistema cavo/guaina alla maniglia a T di comando chiusura di emergenza ugello ubicata in cabina.

SEZIONE VII

IMPIANTO COMBUSTIBILE

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	
Informazioni generali sull'impianto combustibile	7-1
Serbatoi combustibile	7-1
Impianto alimentazione combustibile	7-4
Impianto sfiato combustibile	7-4
Impianto pressurizzazione serbatoi interni combustibile	7-4
Impianto travaso combustibile	7-5
Rifornimento a punto centralizzato	7-5
Rifornimento normale (a gravità)	7-5
Impianto indicazione quantità, portata combustibile e spie luminose	7-5

DESCRIZIONE**7-1. INFORMAZIONI GENERALI SULL'IMPIANTO COMBUSTIBILE**

7-2. **GENERALITÀ** (vedere figg. 7-1 e 7-2). L'impianto combustibile ha lo scopo di contenere il combustibile ed erogarlo all'impianto regolazione combustibile del turbogetto. Il combustibile è contenuto entro serbatoi intercomunicanti, situati in fusoliera ed in serbatoi installati esternamente al velivolo. Negli appositi vani della fusoliera sono installati cinque serbatoi interni di tipo flessibile e due serbatoi metallici ausiliari di aumento raggio d'azione; questi ultimi sono collocati nel vano munizioni e nel vano recupero bossoli. Vi è inoltre la possibilità di installare due serbatoi d'estremità alare e due subalari. La capacità totale dei serbatoi interni è di circa 900 galloni USA. Con i serbatoi ausiliari di aumento raggio d'azione, il velivolo contiene circa 77 galloni USA di combustibile in più. Ciascun serbatoio di estremità alare contiene 170 galloni USA e ciascun serbatoio subalare 195 galloni USA. Con tutti i serbatoi esterni ed i serbatoi ausiliari di aumento raggio d'azione installati, l'impianto combustibile del velivolo contiene circa 1700 galloni USA. Il velivolo è dotato di due sistemi di rifornimento: rifornimento normale per gravità, e rifornimento a punto centralizzato in pressione. Il velivolo dispone di due bocchettoni di rifornimento per gravità, installati a filo con il rivestimento della fusoliera sopra il serbatoio ausiliario ed il serbatoio principale posteriore. Un raccordo di rifornimento a punto centralizzato, con tappo e catenella di ritegno, è installato a filo con il rivestimento esterno, e consente il rifornimento simultaneo di tutti i serbatoi del velivolo. Il livello

del combustibile nei serbatoi interni è controllato automaticamente dalle valvole di controllo livello, le quali comandano la chiusura delle valvole di intercettazione, impedendo al combustibile di entrare nei serbatoi interni quando sono pieni. Le valvole di controllo livello incorporano un solenoide, il quale permette all'operatore del rifornimento di controllare il funzionamento delle valvole stesse e delle valvole di intercettazione ad esse collegate, prima di completare il rifornimento dei serbatoi. Il riempimento dei serbatoi esterni (d'estremità e subalari) è controllato da interruttori a galleggiante, situati nei rispettivi serbatoi. Questi interruttori eccitano in chiusura le valvole di intercettazione del rifornimento situate nella tubazione di rifornimento a punto centralizzato, quando il combustibile nei serbatoi (d'estremità o subalare) ha raggiunto il massimo livello. I serbatoi interni sono dotati di un impianto di sfiato combustibile comune, mentre i serbatoi esterni sfiatano individualmente, per mezzo di valvole a doppio effetto. L'aria in pressione spillata dal compressore del turbogetto, attraverso il regolatore doppio di pressione, pressurizza i serbatoi interni in particolari condizioni di volo. Il travaso del combustibile (dai serbatoi esterni a quelli interni) è effettuato mediante l'uso di aria in pressione regolata, spillata dal compressore del turbogetto.

7-3. SERBATOI COMBUSTIBILE

7-4. **SERBATOI INTERNI** (vedere figg. 7-1 e 7-2). Il velivolo è dotato dei seguenti serbatoi interni:

- Serbatoio ausiliario.
- Serbatoio principale anteriore.
- Serbatoio principale posteriore.
- Serbatoio principale posteriore sinistro (a sella).
- Serbatoio principale posteriore destro (a sella).

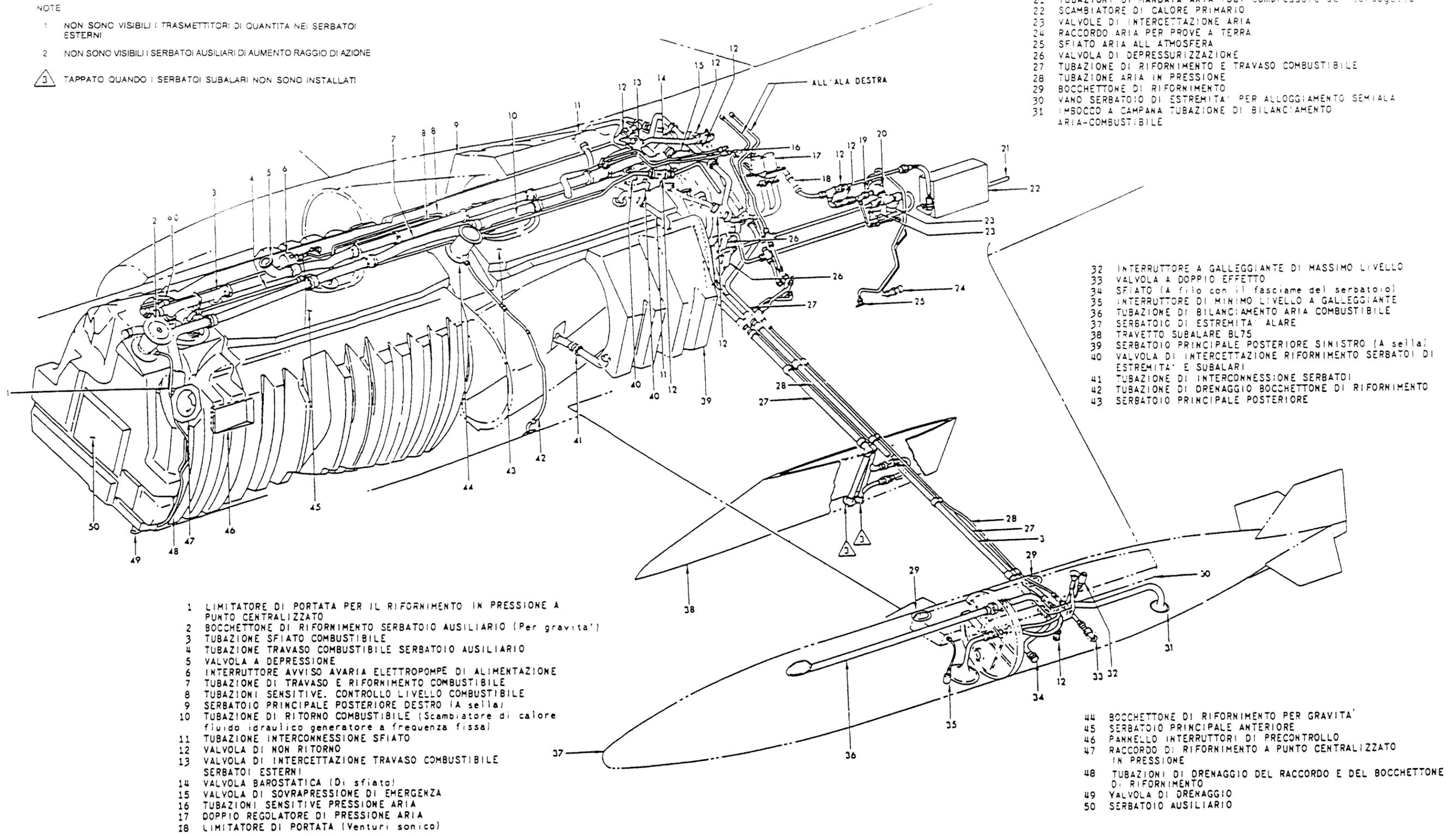
7-5. Sul velivolo sono installati i seguenti serbatoi ausiliari di aumento raggio d'azione:

- Serbatoio vano munizioni.
- Serbatoio vano recupero bossoli.

7-6. I serbatoi interni (ad eccezione dei serbatoi ausiliari di aumento raggio d'azione) sono costruiti in tessuto di nylon, impregnato di gomma sintetica. L'accesso ai serbatoi interni è ottenuto attraverso pannelli posti sulla parte superiore della fusoliera. L'accesso all'interno dei serbatoi interni combustibile avviene attraverso portelli passo d'uomo uniti con flange alla

NOTE

- 1 NON SONO VISIBILI I TRASMETTITORI DI QUANTITA' NEI SERBATOI ESTERNI
- 2 NON SONO VISIBILI I SERBATOI AUSILIARI DI AUMENTO RAGGIO DI AZIONE
- 3 TAPPATO QUANDO I SERBATOI SUBALARI NON SONO INSTALLATI



- 19 LIMITATORE DI PORTATA (Parzializzatore)
- 20 REGOLATORE DI PRESSIONE ARIA (Singolo)
- 21 TUBAZIONI DI MANDATA ARIA (Dai compressori dei turbogetti)
- 22 SCAMBIATORE DI CALORE PRIMARIO
- 23 VALVOLE DI INTERCETTAZIONE ARIA
- 24 RACCORDO ARIA PER PROVE A TERRA
- 25 SFIATO ARIA ALL'ATMOSFERA
- 26 VALVOLA DI DEPRESSIONE
- 27 TUBAZIONE DI RIFORMIMENTO E TRAVASO COMBUSTIBILE
- 28 TUBAZIONE ARIA IN PRESSIONE
- 29 BOCCHETTONE DI RIFORMIMENTO
- 30 VANO SERBATOIO DI ESTREMITA' PER ALLOGGIAMENTO SEMIALA
- 31 IMBOCCO A CAMPANA TUBAZIONE DI BILANCIAMENTO ARIA-COMBUSTIBILE

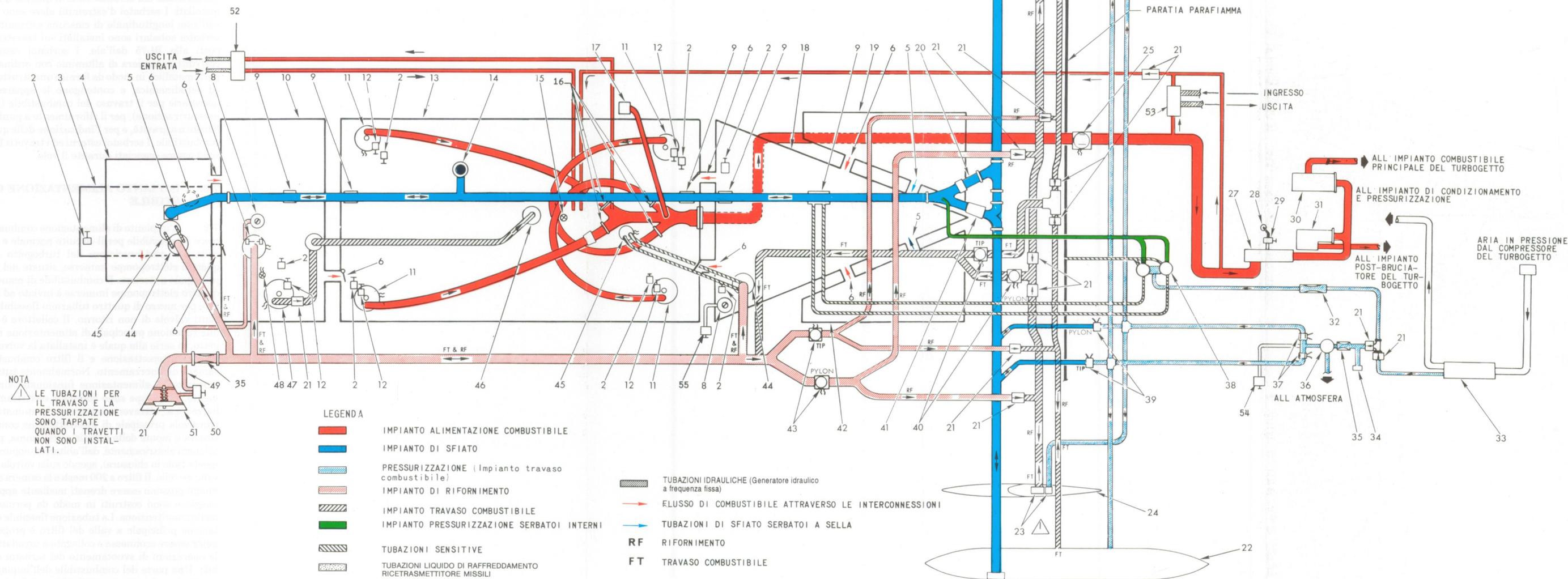
- 32 INTERRUTTORE A GALLEGGIANTE DI MASSIMO LIVELLO
- 33 VALVOLA A DOPPIO EFFETTO
- 34 SFIATO (A filo con il fasciame del serbatoio)
- 35 INTERRUTTORE DI MINIMO LIVELLO A GALLEGGIANTE
- 36 TUBAZIONE DI BILANCIAMENTO ARIA COMBUSTIBILE
- 37 SERBATOIO DI ESTREMITA' ALARE
- 38 TRAVETTO SUBALARE BL75
- 39 SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE SINISTRO (A sella)
- 40 VALVOLA DI INTERCETTAZIONE RIFORMIMENTO SERBATOI DI ESTREMITA' E SUBALARI
- 41 TUBAZIONE DI INTERCONNESSIONE SERBATOI
- 42 TUBAZIONE DI DRENAGGIO BOCCHETTONE DI RIFORMIMENTO
- 43 SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE

- 1 LIMITATORE DI PORTATA PER IL RIFORMIMENTO IN PRESSIONE A PUNTO CENTRALIZZATO
- 2 BOCCHETTONE DI RIFORMIMENTO SERBATOIO AUSILIARIO (Per gravita')
- 3 TUBAZIONE SFIATO COMBUSTIBILE
- 4 TUBAZIONE TRAVASO COMBUSTIBILE SERBATOIO AUSILIARIO
- 5 VALVOLA A DEPRESSIONE
- 6 INTERRUTTORE AVVISO AVARIA ELETTROPOMPE DI ALIMENTAZIONE
- 7 TUBAZIONE DI TRAVASO E RIFORMIMENTO COMBUSTIBILE
- 8 TUBAZIONI SENSITIVE. CONTROLLO LIVELLO COMBUSTIBILE
- 9 SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE DESTRO (A sella)
- 10 TUBAZIONE DI RITORNO COMBUSTIBILE (Scambiatore di calore fluido idraulico generatore a frequenza fissa)
- 11 TUBAZIONE INTERCONNESSIONE SFIATO
- 12 VALVOLA DI NON RITORNO
- 13 VALVOLA DI INTERCETTAZIONE TRAVASO COMBUSTIBILE SERBATOI ESTERNI
- 14 VALVOLA BAROSTATICA (Di sfiato)
- 15 VALVOLA DI SOVRAPRESSIONE DI EMERGENZA
- 16 TUBAZIONI SENSITIVE PRESSIONE ARIA
- 17 DOPPIO REGOLATORE DI PRESSIONE ARIA
- 18 LIMITATORE DI PORTATA (Venturi sonico)

- 44 BOCCHETTONE DI RIFORMIMENTO PER GRAVITA'
- 45 SERBATOIO PRINCIPALE ANTERIORE
- 46 PANNELLO INTERRUTTORI DI PRECONTROLLO
- 47 RACCORDO DI RIFORMIMENTO A PUNTO CENTRALIZZATO IN PRESSIONE
- 48 TUBAZIONI DI DRENAGGIO DEL RACCORDO E DEL BOCCHETTONE DI RIFORMIMENTO
- 49 VALVOLA DI DRENAGGIO
- 50 SERBATOIO AUSILIARIO

Fig. 7-1. Impianto combustibile.

- 1 (NON UTILIZZATO)
- 2 VALVOLA DI DRENAGGIO SERBATOIO
- 3 SERBATOIO VANO RECUPERO BOSSOLI
- 4 SERBATOIO VANO MUNIZIONI
- 5 TUBAZIONE DI SFIATO
- 6 INTERCONNESSIONI (Combustibile)
- 7 VALVOLA DI CONTROLLO E DI INTERCETTAZIONE LIVELLO COMBUSTIBILE
- 8 BOCCHETTONE DI RIFORNIMENTO
- 9 VALVOLA DI SFIATO A GALLEGGIANTE
- 10 SERBATOIO AUSILIARIO
- 11 ELETTROPOMPA
- 12 VALVOLA DI DRENAGGIO (Cavità della pompa)
- 13 SERBATOIO PRINCIPALE ANTERIORE
- 14 VALVOLA A DEPRESSIONE (Sfiato)
- 15 INTERRUPTORE DI AVVISO MINIMO LIVELLO COMBUSTIBILE
- 16 VALVOLA DI NON RITORNO (A piattello)
- 17 INTERRUPTORE A PRESSIONE (Avviso avaria elettropompa)
- 18 SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE
- 19 SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE DESTRO (A sella)
- 20 VALVOLA BAROSTATICA DI SFIATO
- 21 VALVOLA DI NON RITORNO
- 22 SERBATOIO DI ESTREMITÀ ALARE
- 23 TAPPO (Tubazione combustibile)
- 24 TRAVETTO SUBALARE BL75
- 25 ELETTROVALVOLA PRINCIPALE DI INTERCETTAZIONE ALIMENTAZIONE COMBUSTIBILE
- 26 (NON UTILIZZATO)
- 27 FILTRO COMBUSTIBILE E CAMERA DI SMORZAMENTO
- 28 TUBAZIONE DI DRENAGGIO DEL FILTRO COMBUSTIBILE (All'esterno)
- 29 VALVOLA DI DRENAGGIO FILTRO COMBUSTIBILE
- 30 POMPA COMBUSTIBILE TURBOGETTO (Azionata dal turbogetto)
- 31 POMPA COMBUSTIBILE POST-BRUCIATORE (Azionata dal turbogetto)
- 32 LIMITATORE DI PORTATA (Venturi sonico)
- 33 SCAMBIATORE DI CALORE PRIMARIO
- 34 RACCORDO DI ALIMENTAZIONE ARIA A TERRA
- 35 LIMITATORE DI PORTATA
- 36 REGOLATORE DI PRESSIONE ARIA (Singolo)
- 37 ELETTROVALVOLA DI INTERCETTAZIONE ARIA
- 38 REGOLATORE DI PRESSIONE ARIA (Doppio)
- 39 ELETTROVALVOLA DI DEPRESSIONE
- 40 ELETTROVALVOLA DI INTERCETTAZIONE TRAVASO COMBUSTIBILE
- 41 VALVOLA DI SOVRAPRESSIONE DI EMERGENZA
- 42 SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE SINISTRO (A sella)
- 43 ELETTROVALVOLA DI INTERCETTAZIONE RIFORNIMENTO COMBUSTIBILE
- 44 VALVOLA DI INTERCETTAZIONE LIVELLO COMBUSTIBILE (Rifornimento e travaso)
- 45 VALVOLA DI CONTROLLO LIVELLO COMBUSTIBILE
- 46 VALVOLA DI INTERCETTAZIONE LIVELLO COMBUSTIBILE (Travasato)
- 47 ELETTROPOMPA DI TRAVASO COMBUSTIBILE SERBATOIO AUSILIARIO
- 48 INTERRUPTORE DI MINIMO LIVELLO COMBUSTIBILE (A galleggiante)
- 49 TUBAZIONE DI DRENAGGIO (Bocchettone di rifornimento serbatoio ausiliario)
- 50 VALVOLA DI DRENAGGIO (Bocchettone di rifornimento serbatoio ausiliario e raccordo di rifornimento a punto centralizzato)
- 51 RACCORDO DI RIFORNIMENTO A PUNTO CENTRALIZZATO
- 52 SCAMBIATORE DI CALORE RICETRASMETTITORE MISSILI
- 53 SCAMBIATORE DI CALORE GENERATORE A FREQUENZA FISSA NORMALE
- 54 VALVOLA DI DRENAGGIO AUTOMATICA
- 55 VALVOLA DI DRENAGGIO BOCCHETTONE DI RIFORNIMENTO SERBATOIO PRINCIPALE POSTERIORE



NOTA
LE TUBAZIONI PER IL TRAVASO E LA PRESSURIZZAZIONE SONO TAPPATE QUANDO I TRAVETTI NON SONO INSTALLATI.

- LEGENDA**
- IMPIANTO ALIMENTAZIONE COMBUSTIBILE
 - IMPIANTO DI SFIATO
 - PRESSURIZZAZIONE (Impianto travaso combustibile)
 - IMPIANTO DI RIFORNIMENTO
 - IMPIANTO TRAVASO COMBUSTIBILE
 - IMPIANTO PRESSURIZZAZIONE SERBATOI INTERNI
 - TUBAZIONI SENSITIVE
 - TUBAZIONI LIQUIDO DI RAFFREDDAMENTO RICETRASMETTITORE MISSILI

- TUBAZIONI IDRAULICHE (Generatore idraulico a frequenza fissa)
- ELUSSO DI COMBUSTIBILE ATTRAVERSO LE INTERCONNESSIONI
- TUBAZIONI DI SFIATO SERBATOI A SELLA
- RF** RIFORNIMENTO
- FT** TRAVASO COMBUSTIBILE

Fig. 7-2. Schema impianto combustibile.

parte superiore dei serbatoi. I portelli passo d'uomo servono da supporto ai componenti elettrici e alle tubazioni. I serbatoi interni (ad eccezione dei serbatoi di aumento raggio d'azione) sono alloggiati in compartimenti dotati di staffette metalliche che recano degli anelli; l'allacciamento ai vani è ottenuto da corde di nylon passate alternativamente attraverso mediante anelli disposti sui serbatoi e gli anelli vincolati ai vani dei serbatoi stessi. I due serbatoi aumento raggio d'azione sono invece metallici.

7-7. SERBATOI ESTERNI (SUBALARI E DI ESTREMITÀ ALARE) (vedere figg. 7-1 e 7-2). Il velivolo è dotato degli impianti necessari per il travaso del combustibile dai serbatoi esterni quando questi sono installati. I serbatoi d'estremità alare sono installati sull'asse longitudinale di ciascuna estremità alare. I serbatoi subalari sono installati sui travetti subalari posti alla BL75 dell'ala. I serbatoi esterni sono costruiti in lamiera di alluminio con ordinate e supporti metallici, in modo da fornire una struttura rigida ed aerodinamica, e contengono le apparecchiature necessarie per il travaso del combustibile (mediante pressurizzazione), per il rifornimento a punto centralizzato o a gravità, e per l'indicazione della quantità di combustibile. I serbatoi esterni ed i travetti BL75 possono essere sganciati durante il volo.

7-8. IMPIANTO ALIMENTAZIONE COMBUSTIBILE

7-9. L'impianto di alimentazione combustibile fornisce combustibile per il circuito normale e per il circuito del post-bruciatore del turbogetto mediante quattro elettropompe immerse, situate nel serbatoio principale anteriore. Il combustibile di mandata delle quattro elettropompe immerse è inviato ad un collettore per mezzo di quattro tubazioni flessibili incorporanti valvole di non ritorno. Il collettore è collegato alla tubazione principale di alimentazione del turbogetto, in serie alla quale è installata la valvola principale di intercettazione e il filtro combustibile con camera di smorzamento. Normalmente tutte le elettropompe di alimentazione funzionano simultaneamente. Le pompe sono connesse elettricamente alle barre a c.a., attraverso interruttori automatici. L'elettrovalvola principale di intercettazione combustibile, situata a monte della paratia parafiamma, può essere azionata elettricamente, dall'abitacolo, oppure manualmente (solo in chiusura), agendo sulla valvola stessa dal vano carrello. Il filtro a 200 mesh e la camera di smorzamento possono essere drenati mediante apposito drenaggio e sono costruiti in modo da permettere una facile manutenzione. La tubazione flessibile di alimentazione principale a valle del filtro è progettata per poter essere sconnessa e collegata a un adattatore per le operazioni di svuotamento dei serbatoi combustibili. Una parte del combustibile dell'impianto di alimentazione è usato per raffreddare il fluido idraulico che alimenta il generatore idraulico a frequenza fissa. A questo scopo si preleva il combustibile dalla tubazione di alimentazione principale, a monte del filtro, e per mezzo di due tubazioni distinte lo si invia allo scambiatore di calore del generatore idraulico. Il com-

bustibile raffredda il fluido idraulico, prima che questo ritorni al serbatoio. Il combustibile di raffreddamento e poi convogliato in una tubazione, e attraverso una valvola di non ritorno, è inviato al portello passo d'uomo del serbatoio principale anteriore e quindi scaricato in esso. Il combustibile è pure inviato allo scambiatore di calore del ricetrasmittitore missili. Il combustibile di ritorno dallo scambiatore di calore è scaricato, mediante una tubazione, all'interno del serbatoio principale anteriore attraverso il relativo portello passo d'uomo.

7-10. IMPIANTO SFIATO COMBUSTIBILE

7-11. L'impianto di sfiato combustibile funziona in modo da mantenere un certo valore di pressione nei serbatoi interni alle alte quote. Ciò permette di abbassare il punto di ebollizione del combustibile, ridurre l'evaporazione, ed inoltre assicurare una soddisfacente alimentazione al turbogetto. L'impianto di sfiato costituisce anche una via attraverso la quale il combustibile può defluire all'esterno dei serbatoi qualora il sistema di intercettazione automatico del livello combustibile non funzioni durante le operazioni di rifornimento a punto centralizzato o durante il travaso. L'impianto sfiato all'atmosfera anche quando, a causa di un aumento della temperatura esterna, il combustibile si espande determinando un aumento eccessivo di pressione. L'impianto di sfiato è costituito da sei valvole di sfiato a galleggiante. Nell'impianto è incorporata una valvola di sfiato barostatica che, in determinate condizioni, contribuisce al mantenimento della pressione nei serbatoi interni. L'impianto comprende anche una valvola di sovrappressione di emergenza, che in unione con la valvola di sfiato barostatica, ha lo scopo di limitare la pressione nei serbatoi interni. Le tubazioni dell'impianto di sfiato sono disposte in modo che lo sfiato all'esterno del velivolo avvenga alle estremità alari o attraverso i serbatoi di estremità alare, se installati.

7-12. IMPIANTO PRESSURIZZAZIONE SERBATOI INTERNI COMBUSTIBILE

7-13. I serbatoi interni vengono pressurizzati in determinate condizioni di volo per prevenire l'ebollizione del combustibile e lo schiacciamento dei serbatoi durante le picchiate. I serbatoi interni possono essere pressurizzati soltanto se la valvola di sfiato barostatica è chiusa. L'aria in pressione del compressore del turbogetto è prelevata a valle dello scambiatore di calore primario ed è regolata, in base alla richiesta, da un doppio regolatore di pressione. Il regolatore doppio di pressione, è collegato con una tubazione al vano serbatoi interni, e con due tubazioni alla tubazione principale dell'impianto di sfiato combustibile in prossimità della valvola di sfiato a galleggiante posteriore del serbatoio principale posteriore. Queste tubazioni sensibili permettono di sentire la pressione differenziale esistente fra l'interno dei serbatoi ed il vano degli stessi, consentendo al regolatore di controllare in modo opportuno la mandata dell'aria. L'aria è inviata nella tubazione principale di sfiato anteriormente alla valvola di sfiato barostatica e alla valvola di sovrappressione e quindi nell'interno dei serbatoi.

7-14. IMPIANTO TRAVASO COMBUSTIBILE

7-15. Sia la pressurizzazione dei serbatoi esterni che il travaso combustibile dai suddetti serbatoi a quelli di fusoliera sono ottenuti per mezzo di aria in pressione del compressore del turbogetto, prelevata a valle dallo scambiatore di calore primario. L'aria è inviata prima ad un regolatore singolo, dove è regolata ad una determinata pressione e quindi inviata ai serbatoi esterni attraverso le valvole di intercettazione, azionate elettricamente. Questa aria in pressione agisce sul combustibile dei serbatoi esterni determinandone il travaso nei serbatoi interni attraverso le tubazioni di travaso. Il combustibile passa attraverso le tubazioni che sono anche usate per il rifornimento a punto centralizzato e quindi si scarica nel serbatoio ausiliario, nel serbatoio principale posteriore e nel serbatoio del vano munizioni.

7-16. RIFORNIMENTO A PUNTO CENTRALIZZATO

7-17. Il velivolo è dotato di un impianto di rifornimento a punto centralizzato di tutti i serbatoi (inclusi quelli ausiliari di aumento raggio d'azione). L'impianto consiste in una tubazione di rifornimento attraverso la quale il flusso di combustibile di rifornimento è inviato al serbatoio vano munizioni, al serbatoio ausiliario, al serbatoio principale posteriore ed ai serbatoi esterni. La tubazione incorpora un raccordo al quale viene connessa la manichetta di rifornimento dell'autobotte; il raccordo incorpora una valvola di non ritorno che impedisce un flusso inverso di combustibile quando non vi è pressione. In serie alla tubazione è disposto un limitatore di portata che ha lo scopo di diminuire i colpi di pressione. Attraverso opportuni raccordi di interconnessione il combustibile viene distribuito a tutti i serbatoi interni. Il livello del combustibile nei serbatoi interni è controllato dalle valvole di controllo livello che a loro volta pilotano le valvole di intercettazione. Il livello del combustibile nei serbatoi esterni è controllato dagli interruttori a galleggiante di massimo livello. Questi interruttori comandano le valvole a solenoide di intercettazione rifornimento serbatoi esterni. Le valvole di depressurizzazione sono installate nell'impianto di pressurizzazione dei serbatoi esterni e sono collegate mediante tubazioni all'impianto di sfiato, per assicurare un corretto sfiato dei serbatoi esterni durante il rifornimento a punto centralizzato.

7-18. RIFORNIMENTO NORMALE (A GRAVITÀ)

7-19. Il velivolo può essere rifornito per gravità mediante due bocchettoni di rifornimento situati sulla parte superiore sinistra della fusoliera rispettivamente sopra i serbatoi ausiliario e principale posteriore. I tappi dei bocchettoni sono a filo con il profilo esterno della fusoliera e trattenuti da una catenella. In prossimità di ciascun bocchettone è disposta una presa a cui deve essere collegato il cavo di messa a massa connesso alla manichetta di rifornimento. I ser-

batoi esterni sono riforniti a gravità mediante bocchettoni di rifornimento situati superiormente ai serbatoi stessi. I serbatoi d'estremità alare hanno due punti di rifornimento con tappi a filo con il fasciame e trattenuti con una catenella. I serbatoi subalari hanno un solo punto di rifornimento, provvisto dello stesso tipo di tappo. I serbatoi esterni sono anche forniti di prese per il cavo di massa e di appigli per un morsetto a bocca di coccodrillo.

AVVERTENZA

Quando una missione richiede il rifornimento parziale dei serbatoi di estremità alare, rifornire prima il comparto anteriore. Il solo rifornimento del comparto posteriore può provocare in volo oscillazioni pericolose.

7-20. IMPIANTO INDICAZIONE QUANTITÀ, PORTATA COMBUSTIBILE E SPIE LUMINOSE

7-21. IMPIANTO INDICAZIONE QUANTITÀ COMBUSTIBILE. L'impianto di indicazione quantità combustibile è del tipo a variazione di capacità e indica l'ammontare del combustibile contenuto nei serbatoi. L'indicazione è data in libbre. Quindici trasmettitori di quantità sono incorporati nell'impianto (inclusi due trasmettitori nei serbatoi ausiliari di aumento raggio d'azione ed un totale di dieci trasmettitori nei serbatoi esterni). Il trasmettitore di quantità installato nel serbatoio principale anteriore, il trasmettitore centrale dei serbatoi subalari ed il trasmettitore anteriore dei serbatoi di estremità alare includono dei compensatori di densità installati all'estremità inferiore. Due indicatori di quantità sono situati sul cruscotto inferiore. Un indicatore a doppio indice indica la quantità di combustibile nei serbatoi esterni. Un indicatore ad un solo indice indica la quantità di combustibile nei serbatoi interni.

7-22. IMPIANTO INDICAZIONE PORTATA COMBUSTIBILE. L'impianto di indicazione portata combustibile ha lo scopo di indicare al pilota il valore della portata di combustibile inviato al turbogetto. Un trasmettitore portata combustibile è installato direttamente sul turbogetto ed è collegato elettricamente a un indicatore situato sul cruscotto superiore.

7-23. IMPIANTO AVVISO MINIMO LIVELLO COMBUSTIBILE. L'impianto avviso minimo livello combustibile fornisce una indicazione per mezzo dell'accensione della spia luminosa FUEL LOW LEVEL sul pannello annunciatore quando il livello combustibile nel serbatoio principale raggiunge il prescritto minimo livello.

7-24. IMPIANTO AVVISO AVARIA ELETTROPOMPE COMBUSTIBILE. L'avviso luminoso di avaria elettropompe combustibile è situato nell'abitacolo sul pannello annunciatore. La spia luminosa FUEL BOOST PUMPS FAIL si illumina ogni qualvolta le quattro elettropompe non riescono a mantenere il valore prescritto di pressione di mandata combustibile.

SEZIONE VIII

CARRELLO DI ATTERRAMENTO

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	8-1
Carrello di atterramento	8-1
Carrello principale	8-1
Carrello anteriore	8-4
Funzionamento del carrello	8-4
Impianto di avviso e indicazione posizione carrello di atterramento	8-6

DESCRIZIONE

8-1. CARRELLO DI ATTERRAMENTO

8-2. **GENERALITÀ.** Il velivolo è provvisto di un carrello di atterramento del tipo triciclo e retrattile, comprendente il carrello principale, il carrello anteriore, gli sportelli ed i relativi impianti e componenti strutturali.

8-3. Le due gambe del carrello principale sono collegate alla struttura fusoliera tramite articolazioni, in corrispondenza dell'estremità posteriore del longherone centrale. Il carrello principale si retrae idraulicamente in avanti e all'interno entro il vano ruote della fusoliera. Durante la retrazione le ruote ruotano di 90°, in modo da adattarsi entro il vano ruota. Quando è retratto, ciascun carrello principale è racchiuso da uno sportello anteriore e da uno posteriore. I carichi d'impatto sul carrello principale sono assorbiti da un ammortizzatore a liquido installato fra ciascuna gamba carrello e la struttura della fusoliera. Il carrello principale viene retratto idraulicamente per mezzo di un martinetto che fa parte del gruppo di controventamento, e che contiene anche il meccanismo di bloccaggio in basso.

8-4. Il carrello anteriore è montato posteriormente alla zona dell'abitacolo. Esso contiene un ammortizzatore oleopneumatico di tipo convenzionale e si retrae in avanti nel vano ruota racchiuso da due sportelli. Il carrello anteriore è azionato idraulicamente dalla stessa gamba di forza del carrello. Il carrello anteriore è munito di gruppo sterzo-smorzatore per consentire al pilota il controllo del velivolo durante il rullaggio.

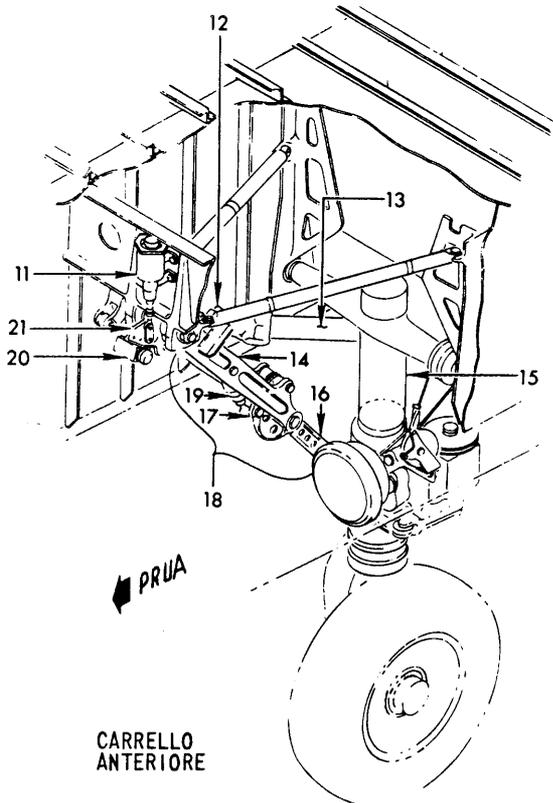
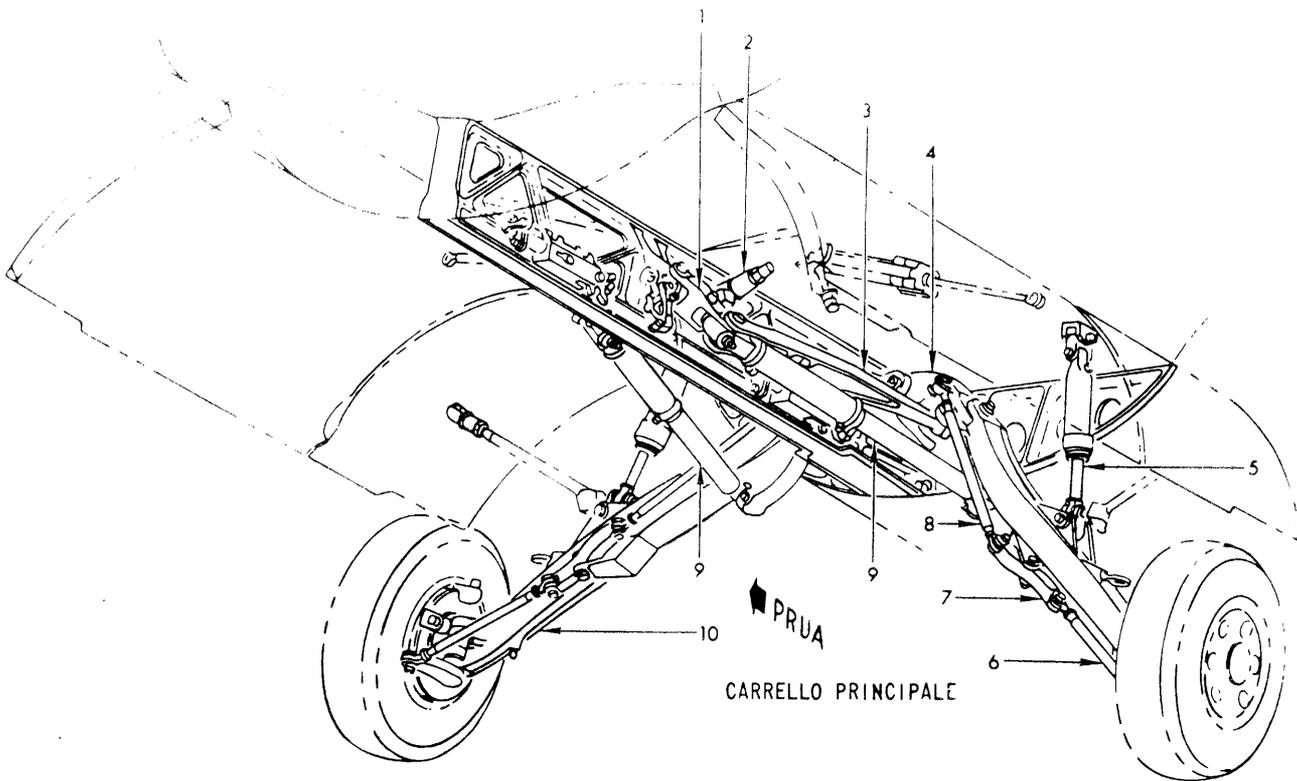
8-5. Le valvole selettive del carrello e degli sportelli anteriori del carrello principale sono azionate elettricamente. I circuiti delle valvole sono controllati

da un commutatore azionato dalla leva di comando carrello. La sequenza di funzionamento delle valvole durante l'azionamento del carrello avviene attraverso microinterruttori di bloccaggio in alto, bloccaggio in basso e di sportello aperto.

8-6. Per l'abbassamento in emergenza del carrello, è previsto un sistema di sgancio manuale. Questo impianto libera i chiavistelli di bloccaggio in alto degli sportelli del carrello principale e del carrello anteriore, permettendo al carrello di estendersi per gravità e per effetto delle forze aerodinamiche.

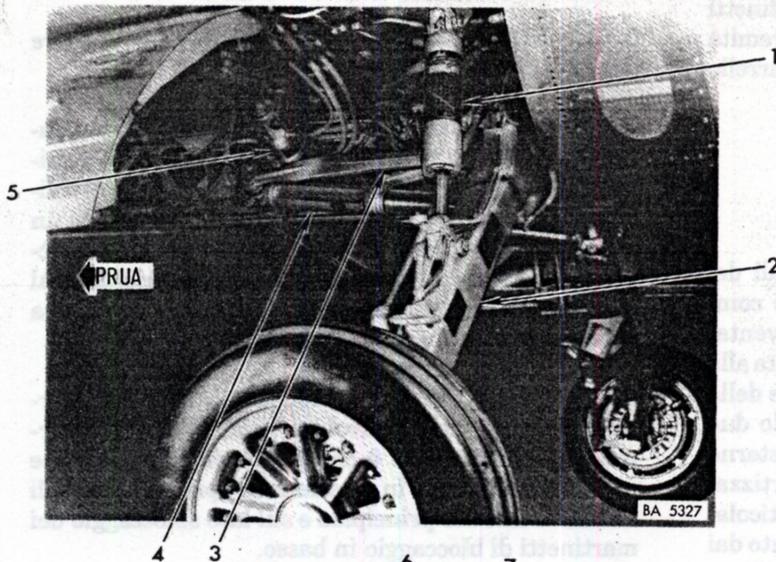
8-7. CARRELLO PRINCIPALE

8-8. **GENERALITÀ.** I principali componenti del gruppo carrello principale di atterramento sono la forcella di attacco gamba carrello, la gamba del carrello, l'assale, l'ammortizzatore a liquido, le aste di posizionamento ruote ed il braccio di controventamento (vedere figg. 8-1 e 8-2). Il carrello è attaccato alla fusoliera in tre punti. La forcella di attacco gamba carrello e l'estremità anteriore del braccio di controventamento sono collegati al longherone centrale della fusoliera; l'ammortizzatore a liquido è fissato alla fusoliera per mezzo di un attacco situato esternamente al collegamento a forcella. Il carrello è retratto per mezzo di un martinetto idraulico che in posizione estesa serve anche come componente strutturale del braccio di controventamento ed incorpora il complessivo di bloccaggio in basso del carrello principale. Durante la retrazione le ruote principali sono ruotate di 90° verso l'interno dalle aste di posizionamento ruote che sono collegate ad una leva di rinvio posta sulla gamba del carrello. Quando il carrello è retratto, la gamba del carrello è tenuta dalla pressione contro un arresto paraurti montato in alto sul cielo del vano ruota. Ognuno dei quattro sportelli del carrello principale è bloccato in posizione di chiusura per mezzo di un chiavistello montato sul longherone centrale della fusoliera. In caso di perdita di pressione idraulica gli sportelli servono a bloccare il carrello principale, sostenendolo in posizione retratta. Durante il normale funzionamento, quando il carrello è esteso, gli sportelli del carrello anteriore e gli sportelli posteriori del carrello principale rimangono in posizione completamente aperta. Gli sportelli anteriori del carrello principale, invece, si richiudono a circa 4 inch dalla posizione di completa chiusura, trattenuti da un fermo meccanico. Se è stato impiegato l'impianto di abbassamento in emergenza per estendere il carrello, gli sportelli anteriori restano aperti. Quando il velivo-



- 1 LEVA AD H
- 2 MARTINETTO DI BLOCCAGGIO IN BASSO
- 3 BRACCIO DI CONTROVENTAMENTO SUPERIORI
- 4 FORCELLA DI ATTACCO GAMBA CARRELLO
- 5 AMMORTIZZATORE A LIQUIDO
- 6 ASTA INFERIORE DI POSIZIONAMENTO RUOTA
- 7 LEVA DI RINVIO
- 8 ASTA SUPERIORE DI POSIZIONAMENTO RUOTA
- 9 MARTINETTO DI COMANDO CARRELLO
- 10 GAMBA CARRELLO
- 11 MARTINETTO DI BLOCCAGGIO IN ALTO
- 12 MICROINTERRUTTORE DI BLOCCAGGIO IN BASSO
- 13 MARTINETTO DI COMANDO CARRELLO ANTERIORE
- 14 LEVA SUPERIORE BRACCIO DI CONTROVENTAMENTO
- 15 AMMORTIZZATORE
- 16 LEVA INFERIORE BRACCIO DI CONTROVENTAMENTO
- 17 MECCANISMO DI BLOCCAGGIO IN BASSO
- 18 COMPLESSIVO BRACCIO DI CONTROVENTAMENTO
- 19 MARTINETTO A MOLLA BLOCCAGGIO IN BASSO CARRELLO ANTERIORE
- 20 MICROINTERRUTTORE DI BLOCCAGGIO IN ALTO
- 21 GANCIO DI BLOCCAGGIO IN ALTO

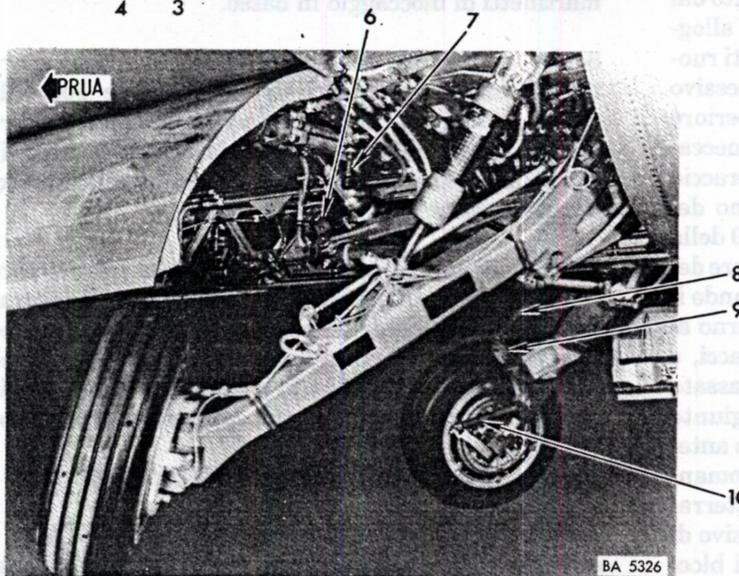
Fig. 8-1. Carrello di atterraggio anteriore e principale.



1 CARRELLO ABBASSATO

IL MARTINETTO DI BLOCCAGGIO IN BASSO PROVOCA LA ROTAZIONE DEL CORPO DEL MARTINETTO DI COMANDO CARRELLO ATTORNO ALLE PROPRIE ALETTE DI BLOCCAGGIO, BLOCCANDO IL CARRELLO IN POSIZIONE ABBASSATA.

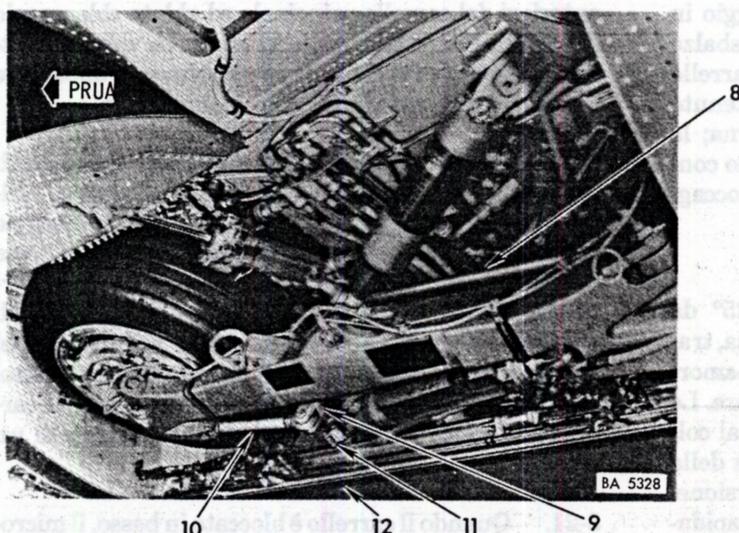
- 1 AMMORTIZZATORE A LIQUIDO
- 2 GAMBA CARRELLO
- 3 BRACCIO DI CONTROVENTAM. SUPERIORE
- 4 MARTINETTO DI COMANDO CARRELLO
- 5 MARTINETTO DI BLOCCAGGIO IN BASSO



2 CARRELLO IN MOVIMENTO

L'ASTA SUPERIORE DI POSIZIONAMENTO RUOTA, ATTRAVERSO LA LEVA DI RINVIO AZIONA L'ASTA INFERIORE DI POSIZIONAMENTO, CHE A SUA VOLTA ORIENTA LA RUOTA.

- 6 LEVA AD "H"
- 7 ARRESTO PARAURTI
- 8 ASTA SUPERIORE DI POSIZIONAMENTO RUOTA
- 9 LEVA DI RINVIO
- 10 ASTA INFERIORE DI POSIZIONAMENTO RUOTA



3 CARRELLO RETRATTO

IL COMPLESSIVO DI ARRESTO SPORTELLO ANTERIORE VIENE RETRATTO TRAMITE LA BIELLETTA COLLEGATA ALLA LEVA AD "H". LA PRESSIONE IDRAULICA TIENE LA GAMBA CARRELLO CONTRO L'ARRESTO PARAURTI

- 11 COMPLESSIVO DI ARRESTO SPORTELLO ANTERIORE
- 12 LONGHERONE CENTRALE

NOTA

GLI SPORTELLI SONO TENUTI APERTI IN TUTTE LE POSIZIONI PER MAGGIOR CHIAREZZA.

Fig. 8-2. Funzionamento carrello principale.

lo è a terra, due spine di sicurezza a terra vengono installate manualmente, sul leveraggio dei martinetti di bloccaggio in basso carrello principale all'estremità anteriore di ciascun martinetto di comando carrello principale.

8-9. CARRELLO ANTERIORE

8-10. **GENERALITÀ.** I componenti principali del carrello anteriore sono la gamba di forza che comprende l'ammortizzatore ed il braccio di controventamento (vedere figg. 8-1 e 8-3). La gamba è montata alla FS 300,00 della fusoliera. L'estremità superiore della gamba di forza è superiormente a T, formando due bracci di montaggio, che si protendono verso l'esterno della parte superiore del cilindro dell'ammortizzatore; in questi bracci si inseriscono i perni di articolazione del carrello anteriore. Il carrello è sostenuto dai perni di articolazione che ruotano in cuscinetti alloggiati nella fusoliera. Il carrello si retrae in avanti ruotando intorno ai perni di articolazione. Il complessivo di controventamento comprende una leva superiore ed una leva inferiore, articolate fra loro, ed un meccanismo di bloccaggio in basso. La sommità del braccio superiore è collegata alla struttura di sostegno del complessivo di controventamento alla FS 279,80 della fusoliera. L'estremità in basso del braccio inferiore del complessivo è collegata alla gamba di forza. Quando il carrello è represso il complessivo si ripiega intorno al giunto a ginocchio di articolazione dei due bracci, e sale entro il vano ruota. Quando il carrello è abbassato il bloccaggio del carrello si effettua fissando il giunto a ginocchio in posizione di estensione. Il carrello anteriore è azionato da un martinetto idraulico, comandato dalla valvola selettiva del carrello di atterramento. Sulla struttura di sostegno del complessivo di controventamento è montato un martinetto di bloccaggio in alto. Il martinetto è collegato a un gancio di bloccaggio in alto, montato su un perno nella parte superiore del complessivo. Il gancio di bloccaggio in alto impegna un perno di bloccaggio, montato a sbalzo sulla forcella della ruota anteriore, quando il carrello è represso. Il martinetto di bloccaggio in alto è tenuto in posizione di bloccaggio da una molla interna; la pressione idraulica di abbassamento del carrello contrasta l'azione della molla, e apre il gancio di bloccaggio in alto quando il carrello viene abbassato.

8-11. La ruota anteriore è sterzabile di 25° da entrambe le parti, rispetto alla posizione centrata, tramite l'azione di un dispositivo combinato sterzo-smorzatore montato sulla gamba del carrello anteriore. Le forze necessarie per la guida sono trasmesse dal collare di guida, sull'ammortizzatore, alla forcella della ruota anteriore, per mezzo di un compasso di torsione. Il compasso di torsione può essere scollegato rapidamente allo scopo di consentire il traino del velivolo. Il braccio disinnestato è alloggiato su un apposito risalto della forcella. Quando il velivolo è a terra, sul martinetto a molla del complessivo di bloccaggio in basso viene installato a mano un manicotto di bloccaggio di sicurezza a terra.

8-12. FUNZIONAMENTO DEL CARRELLO

8-13. **RETRAZIONE DEL CARRELLO** (vedere figg. 8-2 e 8-3).

8-14. La leva di comando del carrello d'atterramento è bloccata in posizione DOWN da un meccanismo di arresto caricato a molla, quando il peso del velivolo grava sul carrello di atterramento. Eccitando un solenoide, si ottiene lo sbloccaggio. Il solenoide di bloccaggio è eccitato da un microinterruttore azionato dal compasso di torsione del carrello anteriore, quando la ruota anteriore si solleva dalla pista.

8-15. Con la leva di comando in posizione UP, il circuito elettrico della valvola selettiva sportello carrello di atterramento è chiuso. La valvola selettiva sportelli invia fluido in pressione ad aprire gli sportelli anteriori carrello principale e sul lato sbloccaggio dei martinetti di bloccaggio in basso.

8-16. Al termine della corsa di apertura dello sportello i microinterruttori di segnalazione sportelli aperti chiudono il circuito sulla valvola selettiva carrello di atterramento. La valvola selettiva invia il fluido in pressione per reprimere il carrello principale ed il carrello anteriore.

8-17. Quando il carrello principale si retrae, portando gli sportelli posteriori in posizione di chiusura, i microinterruttori di bloccaggio in alto sportelli posteriori chiudono il circuito sulla valvola selettiva. Questa valvola invia il fluido in pressione a chiudere gli sportelli anteriori, che vengono quindi bloccati in alto.

8-18. ABBASSAMENTO DEL CARRELLO.

8-19. Con la leva di comando in posizione DOWN, i circuiti della valvola selettiva sportelli e sulla valvola selettiva carrello sono chiusi. La valvola selettiva sportelli invia fluido in pressione ad aprire gli sportelli anteriori del carrello principale ed al lato sbloccaggio dei martinetti di bloccaggio in basso. La valvola selettiva carrello invia il fluido in pressione ad abbassare il carrello principale ed il carrello anteriore.

8-20. Quando il carrello raggiunge la posizione di estensione massima, la pressione, ritardata dall'azione dei parzializzatori, giunge al lato bloccaggio dei martinetti di bloccaggio in basso carrello. Questa pressione, agendo unitamente con una molla nel martinetto di bloccaggio in basso, vince la pressione di apertura sportelli che agisce sul lato sbloccaggio del martinetto stesso, spostando il pistone del martinetto. Ciò causa il bloccaggio del carrello abbassato. Il carrello anteriore è bloccato in basso per mezzo di un meccanismo.

8-21. Quando il carrello è bloccato in basso, il microinterruttore di bloccaggio chiude il circuito sul lato di chiusura della valvola selettiva sportelli. La valvola selettiva sportelli invia fluido in pressione a chiudere gli sportelli anteriori ed il fluido non è più inviato contro il lato sbloccaggio del cilindro di bloccaggio in basso.

trasparire con la scritta IG INDICATORS, sono montati in spiccolo sul cruscotto inferiore. Le luci indicano quando il carrello è bloccato in basso. Una luce rossa si accende quando il carrello d'atterraggio non è bloccato. Un segnale acustico avverte il pilota quando il carrello non è abbassato e bloccato e il velivolo è nelle condizioni di volo caratteristiche dell'atterraggio. La luce spia rossa è installata nella manopola trasparente della leva di comando del carrello di atterraggio; il segnale acustico è inviato alla

8-23 Gli sportelli anteriori del carrello principale si chiudono in posizione di arresto (a circa 4 inch della posizione di completa chiusura) quando il carrello di atterraggio è bloccato in basso. Il tempo necessario per la retrazione e l'abbassamento del carrello di atterraggio è all'incirca di 4 secondi.

8-23 IMPIANTO DI AVVIO E INDICAZIONE POSIZIONE CARRELLO DI ATTERRA-
MENTO

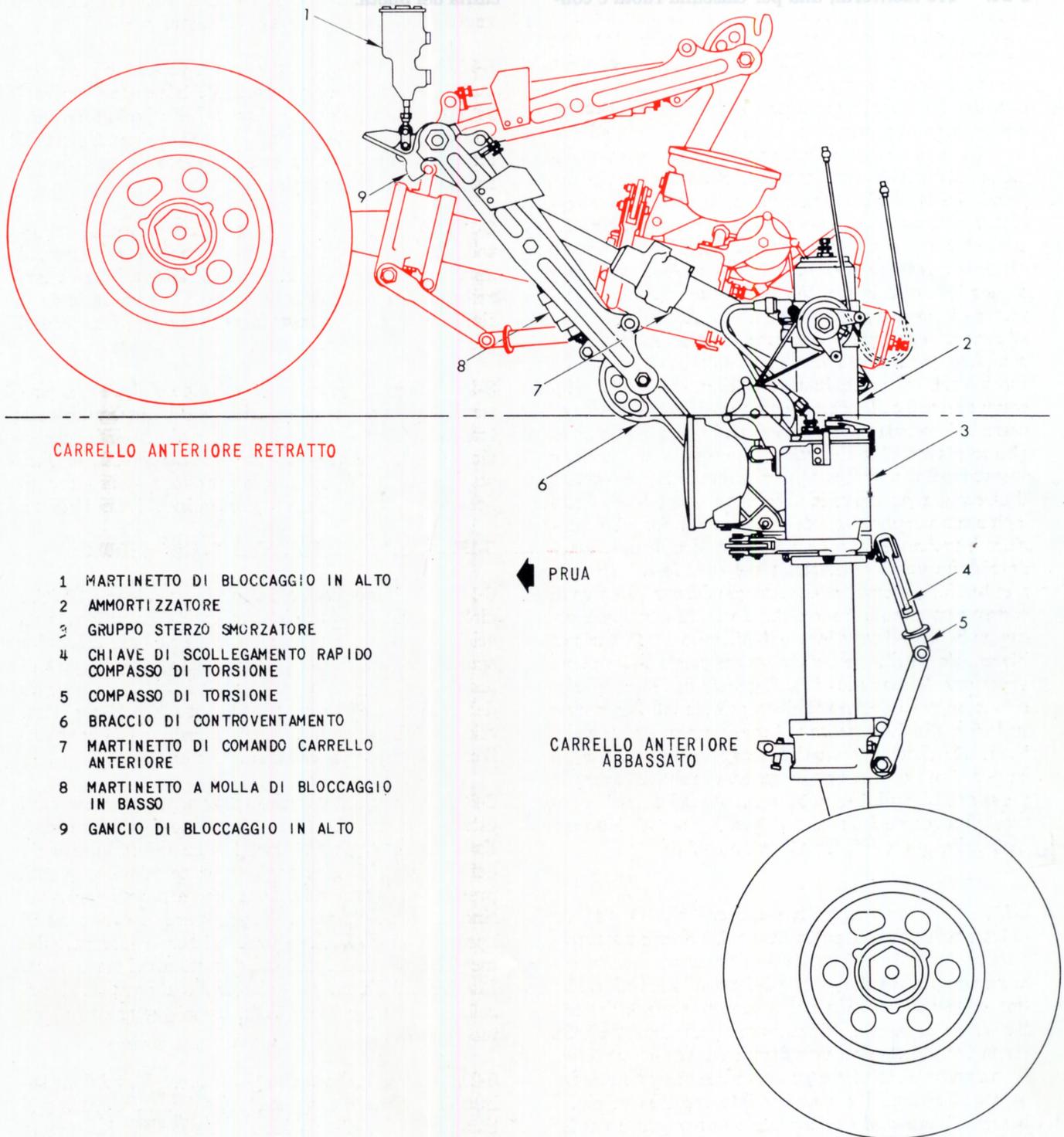


Fig. 8-3. Funzionamento carrello anteriore.

8-22. Gli sportelli anteriori del carrello principale si chiudono in posizione di arresto (a circa 4 inch della posizione di completa chiusura) quando il carrello di atterramento è bloccato in basso. Il tempo necessario per la retrazione e l'abbassamento del carrello di atterramento è all'incirca di 4 secondi

8-23. IMPIANTO DI AVVISO E INDICAZIONE POSIZIONE CARRELLO DI ATTERRAMENTO

8-24. Tre luci verdi, una per ciascuna ruota e con-

trassegnate con la scritta LG INDICATORS, sono montate in abitacolo sul cruscotto inferiore. Le luci indicano quando il carrello è bloccato in basso. Una luce rossa si accende quando il carrello d'atterramento non è bloccato. Un segnale acustico avverte il pilota quando il carrello non è abbassato e bloccato e il velivolo è nelle condizioni di volo caratteristiche dell'atterramento. La luce spia rossa è installata nella manopola trasparente della leva di comando del carrello di atterramento; il segnale acustico è inviato alla cuffia del pilota

SEZIONE IX

COMANDI DI VOLO

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	9-1
Comandi di volo	9-1
Superfici di governo principali	9-1
Impianti comandi di volo principali	9-1
Impianto di controllo automatico delle superfici di volo (AFCS)	9-3
Impianto correttore di assetto	9-3
Impianto ipersostentatori alari	9-6
Impianto freni aerodinamici	9-10
Impianto controllo strato limite	9-10

DESCRIZIONE

9-1. COMANDI DI VOLO

9-2. **GENERALITÀ.** Il velivolo è comandato in volo mediante superfici di governo principali e secondarie. Le superfici di governo principali comprendono gli alettoni ed il timone di direzione di tipo convenzionale ed uno stabilizzatore orizzontale mobile, in un unico pezzo. Le superfici di governo secondarie sono gli ipersostentatori del bordo di entrata e di uscita ed i freni aerodinamici. Gli impianti di comando delle superfici di governo principali e secondarie sono integrati dall'impianto di controllo automatico delle superfici di volo (AFCS) (che include l'autopilota, l'impianto di aumento stabilità e l'impianto di controllo automatico dell'assetto longitudinale), dall'impianto correttore del timone di direzione, dello stabilizzatore e degli alettoni e dall'impianto per il controllo dello strato limite.

9-3. SUPERFICI DI GOVERNO PRINCIPALI

9-4. **GENERALITÀ.** Le principali superfici di governo del velivolo (alettoni, stabilizzatore e timone di direzione) consentono il controllo del velivolo intorno agli assi di rollio, di beccheggio e di imbardata (vedere fig. 9-1). Gli alettoni sono incernierati al bordo di uscita di ciascuna semiala fra l'estremità esterna degli ipersostentatori del bordo di uscita e la carenatura delle estremità dell'ala. Essi sono usati per comandare il velivolo intorno all'asse di rollio. Lo stabilizzatore orizzontale, installato nella parte superiore della deriva, è una superficie completamente mobile e viene usato per comandare il velivolo intorno all'asse di beccheggio. Non esiste un equilibratore convenzionale. Il timone di direzione è situato sul

bordo d'uscita della deriva, fra la superficie inferiore dello stabilizzatore orizzontale e la superficie della carenatura del cono di coda. Il timone di direzione comanda i movimenti del velivolo intorno all'asse di imbardata.

9-5. IMPIANTI COMANDI DI VOLO PRINCIPALI

9-6. **GENERALITÀ (vedere fig. 9-1).** Le superfici di governo principali sono azionate da tre impianti simili, costituiti da un comando in abitacolo (barra o pedaliera) e dai complessivi servocomandi idraulici a comando elettromeccanico. Quattro servocomandi azionano altrettante superfici. Ciascun servocomando invia la pressione idraulica ai martinetti di azionamento collegati alle superfici di governo. Gli spostamenti della barra di comando o della pedaliera di comando sono trasmessi ai leveraggi di ingresso ai servocomandi tramite cavi convenzionali, tubi di torsione, un quadrante, un settore rotante ed aste di trasmissione. L'azionamento del leveraggio d'ingresso di ciascun servocomando provoca l'invio di fluido idraulico in pressione ai relativi martinetti, i quali spostano le superfici di governo. Un dispositivo di inseguimento meccanico arresta automaticamente la mandata di fluido idraulico ai martinetti quando le superfici si sono spostate di una entità proporzionale al movimento di comando. La superficie di governo resta così bloccata idraulicamente dal fluido idraulico intrappolato tra il martinetto di azionamento ed il servocomando.

9-7. Ciascun servocomando è controllato, oltre che dai comandi in abitacolo, anche per azione meccanica del leveraggio di inseguimento, quando questo subisce delle variazioni per effetto dell'azionamento del correttore di assetto e per azione elettrica, a seguito dell'invio da parte dell'impianto aumento stabilità dell'AFCS di un segnale di comando. I servocomandi stabilizzatore ed alettoni sono comandati anche dall'autopilota che sposta i leveraggi d'ingresso ai servocomandi stessi. Analogamente, il servocomando stabilizzatore è comandato anche dall'azionatore APC che agisce sui leveraggi di ingresso.

9-8. I carichi aerodinamici sulle superfici di governo non sono percepiti dalla barra di comando e dalla pedaliera. Un impianto di sensibilità artificiale fornisce al pilota la sensibilità dello spostamento delle superfici di governo mediante un sistema di camme e molle.

- 1 BARRA DI COMANDO Comando stabilizzatore e alettone in abitacolo
- 2 PULEGGIA Tipica
- 3 LEVA DI RINVIO Tipica
- 4 COMPLESSIVO MARTINETTI AZIONATORI ALETTONE
- 5 COMPLESSIVO SERVOCOMANDO ALETTONE DESTRO
- 6 ALETTONE DESTRO
- 7 ASTA DI TRASMISSIONE INGRESSO SERVOCOMANDO
- 8 BILANCIERE STABILIZZATORE
- 9 ASTA DI TRASMISSIONE BILANCIERE
- 10 COMPLESSIVO SERVOCOMANDO STABILIZZATORE
- 11 ASTA DI TRASMISSIONE MARTINETTO AZIONATORE
- 12 STABILIZZATORE ORIZZONTALE
- 13 TIMONE DI DIREZIONE
- 14 MARTINETTO AZIONATORE TIMONE DI DIREZIONE
- 15 COMPLESSIVO SERVOCOMANDO TIMONE DI DIREZIONE
- 16 QUADRANTE TIMONE DI DIREZIONE
- 17 ALETTONE SINISTRO
- 18 COMPLESSIVO SERVOCOMANDO ALETTONE SINISTRO
- 19 TUBO DI TORSIONE POSTERIORE ALETTONE Due lati
- 20 GUIDE CAVI DI COMANDO
- 21 CAVO DI COMANDO
- 22 PEDALE TIMONE DI DIREZIONE
- 23 LEVE DI RINVIO E TUBO DI TORSIONE STABILIZZATORE
- 24 QUADRANTE TUBO DI TORSIONE ALETTONI
- 25 QUADRANTE CAVO ALETTONI

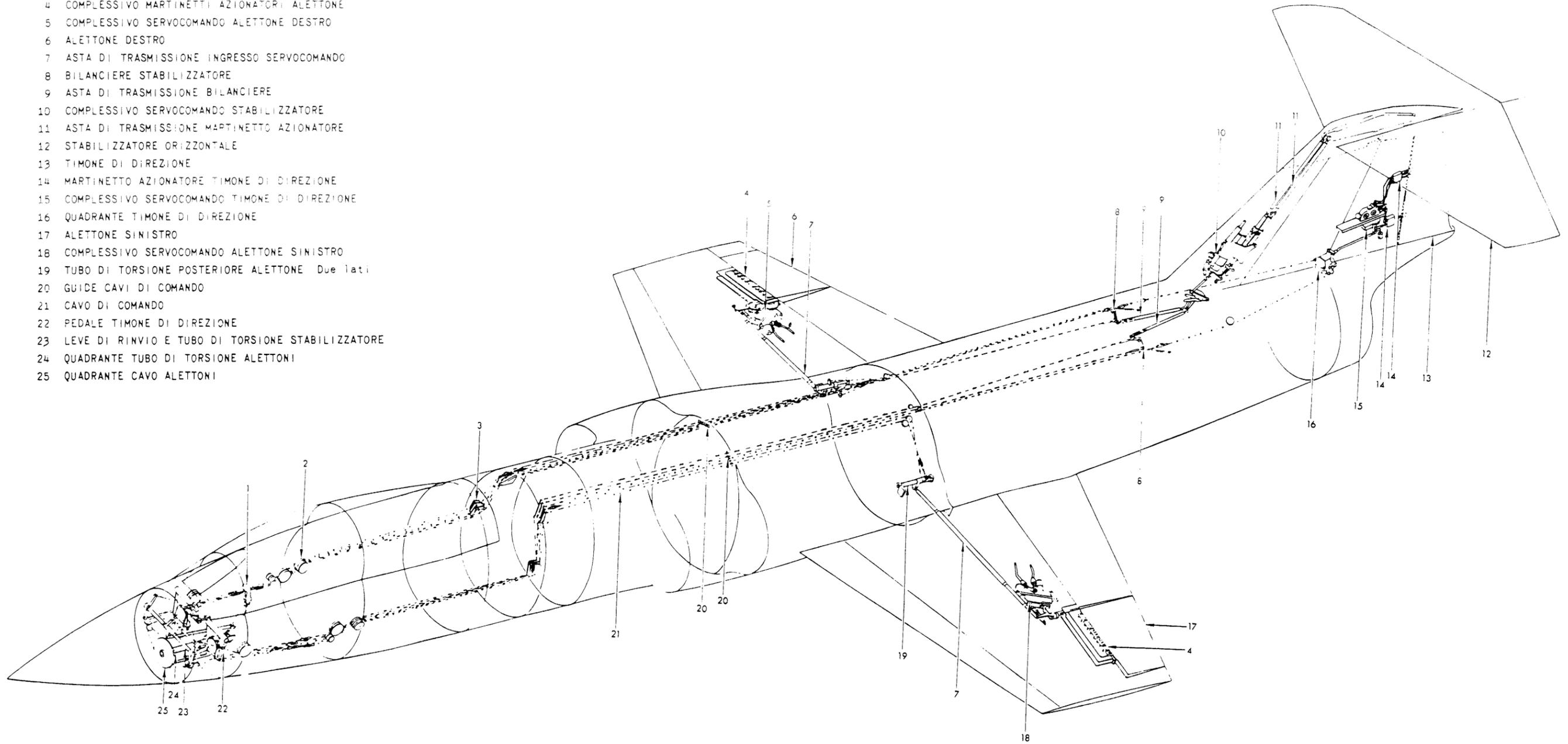


Fig. 9-1. Impianti idraulici comandi di volo principali.

9-9. Per ridurre la possibilità di applicare un eccessivo carico aerodinamico sulle superfici del timone di direzione e degli alettoni, sono installati dei limitatori di corsa che riducono l'escursione in tutte le condizioni di volo eccetto durante le fasi di decollo e d'atterraggiamento nonché in caso di asimmetria degli ipersostentatori del bordo d'uscita. I limitatori, quando si inseriscono riducono la corsa del timone di direzione e degli alettoni di circa la metà di quella normale.

9-10. **ALIMENTAZIONE IDRAULICA DEI COMANDI DI VOLO PRINCIPALI** (vedere fig. 9-2). Gli impianti dei comandi di volo principali ricevono l'alimentazione idraulica dagli impianti N. 1 o d'emergenza e N. 2. Questi impianti idraulici sono indipendenti e normalmente in funzionamento simultaneo, inviando fluido in pressione a 3000 psi. I martinetti di azionamento delle superfici di governo sono realizzati in modo che metà di essi funziona con la pressione ricevuta da un impianto idraulico, e l'altra metà funziona con la pressione dell'altro impianto idraulico. Questa soluzione fa sì che i comandi di volo continuino a funzionare anche se uno dei due impianti idraulici va in avaria. Nel caso che entrambi gli impianti siano in avaria e rimanga a disposizione una sufficiente quantità di fluido idraulico, una turbina ad aria dinamica di emergenza fornisce attraverso l'impianto N. 1 o di emergenza la pressione necessaria per fare funzionare i comandi (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-3 per i dati dettagliati sulla distribuzione dell'alimentazione idraulica).

9-11. **IMPIANTO DI CONTROLLO AUTOMATICO DELLE SUPERFICI DI VOLO**

9-12. **GENERALITÀ.** L'impianto di controllo automatico delle superfici di volo (AFCS) raggruppa il sistema di aumento stabilità, l'autopilota ed il sistema di controllo automatico assetto longitudinale (APC). L'AFCS pertanto controlla automaticamente la stabilità intorno ai tre assi del velivolo, controlla il volo mediante l'autopilota che agisce sugli alettoni e sullo stabilizzatore e previene che il velivolo vada in stallo mediante l'APC che agisce sull'asse di beccheggio.

9-13. **AUMENTO STABILITÀ.** L'impianto aumento stabilità (smorzatori) controlla e aumenta la stabilità del velivolo intorno agli assi di rollio, di beccheggio e di imbardata. Questo impianto sente la variazione di assetto del velivolo, ed invia un segnale elettrico, proporzionale alla velocità di variazione dell'assetto alle valvole elettroidrauliche di controllo dei servocomandi, provocandone l'azione correttiva. L'impianto è inserito quando i tre interruttori STABILITY CONTROL, sul pannello laterale sinistro dell'abitacolo, sono in posizione ON.

9-14. **IMPIANTO AUTOPILOTA.** L'impianto autopilota controlla automaticamente il volo del velivolo tramite lo spostamento degli alettoni e dello stabilizzatore. Diversi segnali di ingresso sono sentiti dai componenti sensori dell'autopilota o vengono inviati all'autopilota stesso da altri impianti elettronici. Questi segnali di ingresso sono elaborati dal calcolatore

AFCS, che produce a sua volta dei segnali di comando di beccheggio e rollio. Il segnale di beccheggio è inviato all'azionatore autopilota dello stabilizzatore per comandare lo spostamento dello stabilizzatore stesso, mentre il segnale di rollio è inviato all'azionatore dell'autopilota alettoni per comandare lo spostamento degli alettoni. L'autopilota invia anche un segnale di beccheggio all'azionatore correttore stabilizzatore per regolare l'assetto longitudinale del velivolo.

9-15. Varie condizioni di volo possono essere selezionate come base per il funzionamento dell'autopilota, come assetto di volo costante, prua costante, rotta guidata dai rilevamenti del navigatore inerziale, virata standard, numero di Mach costante, e quota costante. È possibile con l'autopilota inserito pilotare il velivolo agendo sulla barra (modo CSS).

9-16. **IMPIANTO DI CONTROLLO AUTOMATICO ASSETTO LONGITUDINALE (APC).** L'impianto di controllo automatico assetto longitudinale (APC) previene lo stallo del velivolo, fornendo al pilota un avviso di condizioni prossime allo stallo. L'impianto APC esegue queste funzioni sentendo l'angolo d'incidenza del velivolo e la velocità di variazione di assetto longitudinale in modo che se la combinazione di queste due variabili supera un determinato valore, il pilota viene avvisato da uno scuotimento artificiale della barra di comando. Se il pilota non effettua alcuna azione correttiva quando la barra di comando vibra e l'angolo di attacco e la velocità di variazione assetto longitudinale continuano ad aumentare, l'APC interviene sullo stabilizzatore portando il velivolo a picchiare. Un indicatore situato sul cruscotto fornisce al pilota la possibilità di sapere se l'impianto APC funziona correttamente e di quanto il velivolo è prossimo al limite di stallo. La scala dell'indicatore non è tarata in gradi, bensì in unità convenzionali. L'indicazione 5 corrisponde all'intervento dell'azionatore APC.

9-17. **IMPIANTO CORRETTORE DI ASSETTO**

9-18. **GENERALITÀ.** L'impianto correttore di assetto (vedere figg. 9-2 e 9-3) permette di controllare il velivolo intorno all'asse di beccheggio e di imbardata mediante azionatori elettrici e intorno all'asse di rollio mediante un impianto composto da un motorino elettrico, da alberini flessibili e da martinetti a vite. I martinetti a vite correttori di assetto alettoni sono trascinati dagli alberini flessibili collegati al motorino e, estendendosi o retraendosi, provocano lo spostamento del leveraggio d'ingresso al servocomando alettoni. Gli azionatori correttori di assetto stabilizzatore e timone di direzione hanno invece il motorino incorporato e sono collegati direttamente al leveraggio del servocomando.

9-19. Lo spostamento del leveraggio d'ingresso servocomando causato dall'azionatore del correttore di assetto provoca la deflessione delle superfici di governo nella posizione desiderata, ma non provoca lo spostamento della barra di comando e della pedaliera. Un commutatore posto sull'impugnatura della barra di

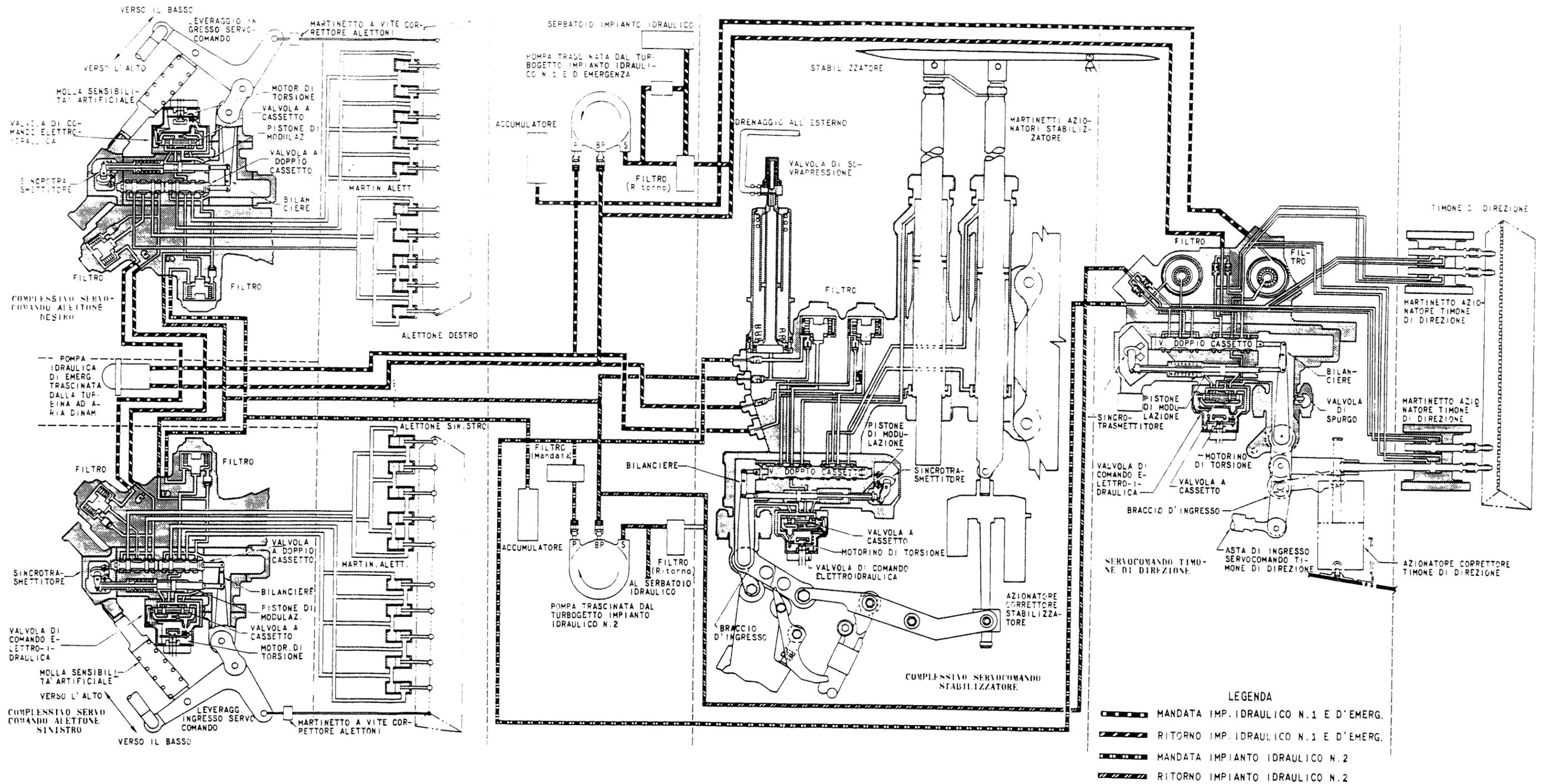
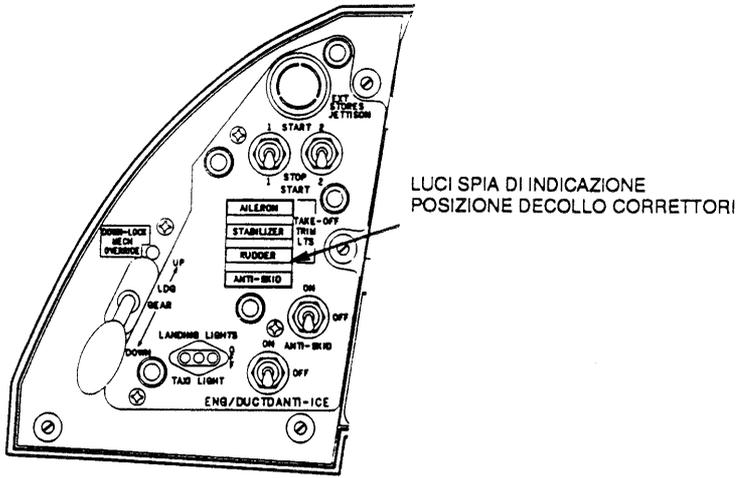
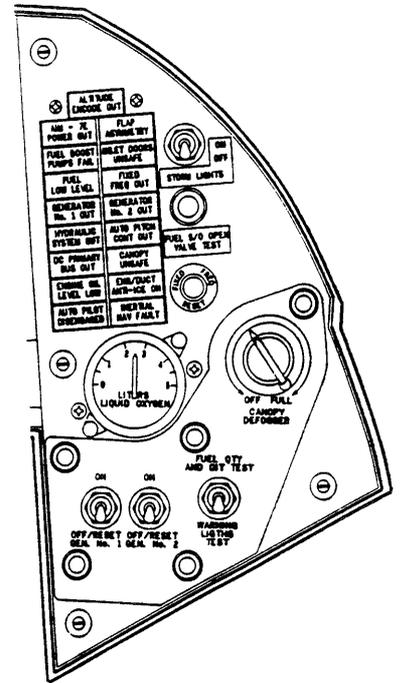


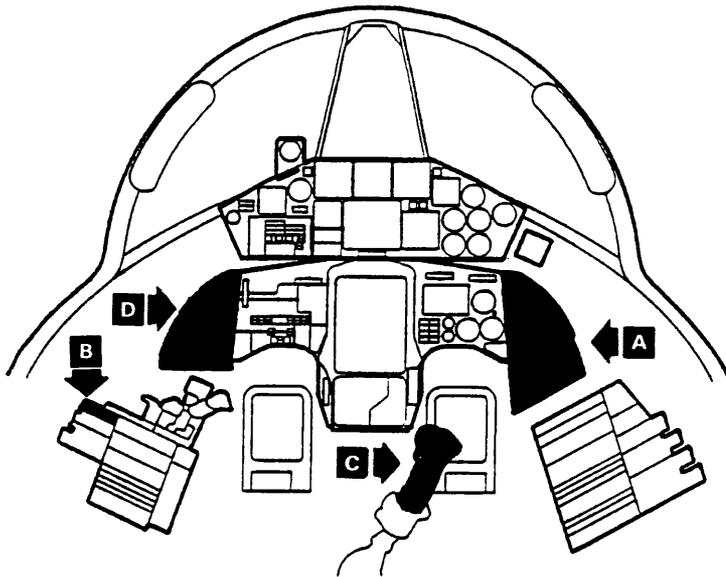
Fig. 9-2. Schema impianto idraulico comandi di volo principali.



VISTA D
CRUSCOTTO LATERALE SINISTRO



VISTA A
CRUSCOTTO LATERALE DESTRO



COMMUTATORE COMANDO
CORRETTORE ALETTONI/STABILIZZATORE

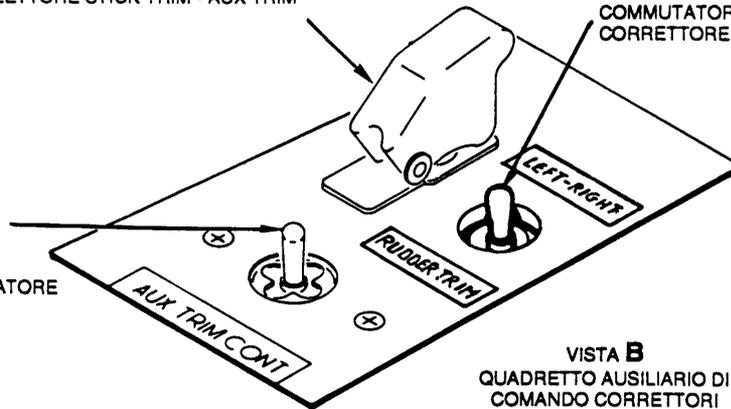


VISTA C
IMPUGNATURA BARRA DI COMANDO

SELETORE STICK TRIM - AUX TRIM

COMMUTATORE COMANDO
CORRETTORE TIMONE DI DIREZIONE

COMMUTATORE
AUSILIARIO
COMANDO
CORRETTORE
ALETTONI/STABILIZZATORE



VISTA B
QUADRETTO AUSILIARIO DI
COMANDO CORRETTORI
(Pannello laterale sinistro)

Fig. 9-3. Comandi ed indicazioni in abitacolo impianti correttori.

comando ed un commutatore ausiliario ubicato sul pannello laterale sinistro correttore stabilizzatore servono per comandare il motorino correttore alettoni e l'azionatore correttore stabilizzatore. Un commutatore a tre posizioni sul pannello laterale sinistro è impiegato per comandare il correttore del timone di direzione. Le luci di avviso TAKE-OFF TRIM LTS (cruscotto laterale) indicano la posizione corretta delle superfici di governo per il decollo. Esse illuminano le scritte AILERON, STABILIZER e RUDDER quando i commutatori dei correttori sono azionati e le superfici sono in posizione di decollo. Quando i commutatori vengono rilasciati si spengono tutte le luci eccetto STABILIZER. In volo, soltanto la luce del correttore alettoni si accende quando, azionando il commutatore, gli alettoni muovendosi, passano per la posizione di decollo.

9-20. IMPIANTO IPERSOSTENTATORI ALARI

9-21. GENERALITÀ (vedere fig. 9-4). L'impianto ipersostentatori comprende due ipersostentatori sul bordo di entrata e due sul bordo d'uscita alare. Essi vengono comandati tramite una leva di comando, situata sul gruppo manetta turbogetto. Le posizioni della leva di comando ipersostentatori sono contrassegnate dalle scritte UP, TAKE OFF e LAND, e corrispondono alle posizioni delle superfici degli ipersostentatori. Normalmente, gli ipersostentatori del bordo di entrata e di uscita si estendono e si retraggono simultaneamente; tuttavia in condizioni di emergenza, quando l'alimentazione elettrica è fornita dal generatore azionato dalla turbina ad aria dinamica, il circuito di sequenza elettrica funziona automaticamente per ritardare il funzionamento degli ipersostentatori del bordo di entrata fino a quando gli ipersostentatori del bordo di uscita non hanno raggiunto la posizione TAKE OFF. In tal modo si riduce il carico elettrico sul generatore di emergenza (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-10). Il velivolo è dotato inoltre di un impianto rivelatore di asimmetria sugli ipersostentatori B.U., il quale rileva le loro posizioni reciproche interrompendo l'alimentazione ai relativi azionatori e disinserendo i limitatori di corsa alettoni e timone di direzione quando si verifica una condizione di asimmetria tra l'ipersostentatore B.U. destro rispetto a quello sinistro, superiore a 3,5° circa. Solo gli ipersostentatori del bordo d'entrata sono provvisti di ganci di bloccaggio in alto. Sia gli ipersostentatori B.E. che quelli B.U. sono provvisti di indicatori di posizione.

9-22. IPERSOSTENTATORI DEL BORDO DI ENTRATA. Gli ipersostentatori del bordo di entrata sono incernierati sui bordi di entrata inferiori delle semiali. Ciascun ipersostentatore è trascinato da un azionatore situato nel raccordo ala-fusoliera a ciascun lato del velivolo. Gli azionatori incorporano un motorino reversibile trifase, alimentato a corrente alternata, e delle frizioni elettromagnetiche. La frizione collega il motorino con l'azionatore quando il circuito degli ipersostentatori è alimentato. Gli azionatori

sono collegati tra di loro mediante alberini flessibili. Questi permettono il funzionamento di entrambi gli azionatori anche nel caso di avaria di uno dei due motorini. Gli alberini flessibili comandano una scatola (scatola "H") contenente microinterruttori azionati da camme. Questi microinterruttori controllano la sequenza e la corsa degli ipersostentatori del bordo di entrata interrompendo l'alimentazione elettrica ai motorini degli azionatori quando gli ipersostentatori raggiungono la posizione selezionata.

9-23. IPERSOSTENTATORI DEL BORDO DI USCITA. Gli ipersostentatori del bordo di uscita sono incernierati ai bordi di uscita di ciascuna semiala. Ciascun ipersostentatore è trascinato da un azionatore situato nella zona di raccordo ala-fusoliera, su ciascun lato del velivolo. Come nell'impianto ipersostentatori del bordo di entrata, uno degli azionatori può azionare entrambi gli ipersostentatori sinistro e destro per mezzo di alberini flessibili quando l'altro azionatore va in avaria. Una scatola contenente microinterruttori, comandati da camme (scatola "H") è ubicata vicino all'azionatore sinistro. Questi microinterruttori controllano la sequenza di funzionamento degli ipersostentatori del bordo di uscita interrompendo l'alimentazione elettrica ai motorini degli azionatori quando gli ipersostentatori raggiungono la posizione selezionata con la leva di comando.

9-24. GANCI DI BLOCCAGGIO IN ALTO IPERSOSTENTATORI BORDO D'ENTRATA. I ganci di bloccaggio in alto hanno lo scopo di bloccare entrambi gli ipersostentatori del bordo di entrata in posizione retratta. Ciascun complessivo gancio consiste in sette ganci, che si inseriscono su uno spinotto di accoppiamento ubicato nella struttura dell'ipersostentatore. I ganci si bloccano in chiusura per effetto di una molla e vengono sbloccati tramite cavi. Per retrarre i cavi e sbloccare i ganci sono impiegati degli azionatori situati nel raccordo ala-fusoliera. Un motorino reversibile alimentato a corrente continua costituisce parte integrale del solo azionatore sinistro. Il motorino fornisce la potenza necessaria anche per il funzionamento dell'azionatore destro tramite un alberino flessibile.

9-25. INDICATORI POSIZIONE IPERSOSTENTATORI. Due indicatori contraddistinti dalla scritta FLAP POSITION, situati sul lato sinistro del cruscotto inferiore, servono per indicare la posizione degli ipersostentatori. L'indicatore destro indica la posizione degli ipersostentatori del bordo di uscita (TE) e l'indicatore sinistro indica la posizione degli ipersostentatori del bordo di entrata (LE). Nella finestra dell'indicatore sono presentate le indicazioni UP, T.O. e LAND, quando gli ipersostentatori vengono portati nelle corrispondenti posizioni. In ciascuna finestra appaiono inoltre delle strisce diagonali (barber pole) quando gli ipersostentatori sono in posizione diversa da quella selezionata oppure gli indicatori non sono alimentati. Questa indicazione è fornita anche dall'indicatore degli ipersostentatori del bordo di entrata quando entrambe le superfici non sono completamente retratte e bloccate dai ganci.

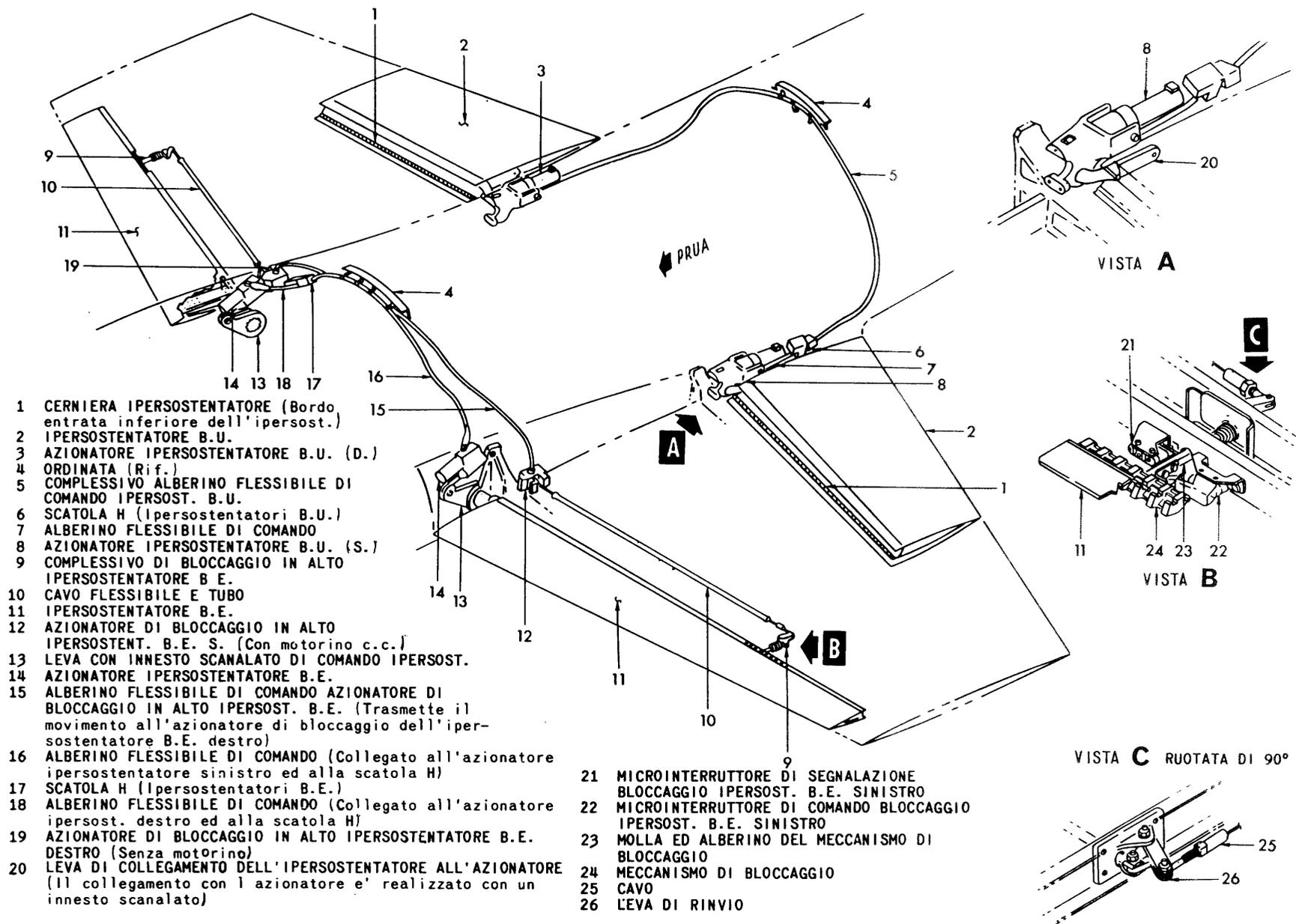


Fig. 9-4. Componenti impianto ipersostentatori.

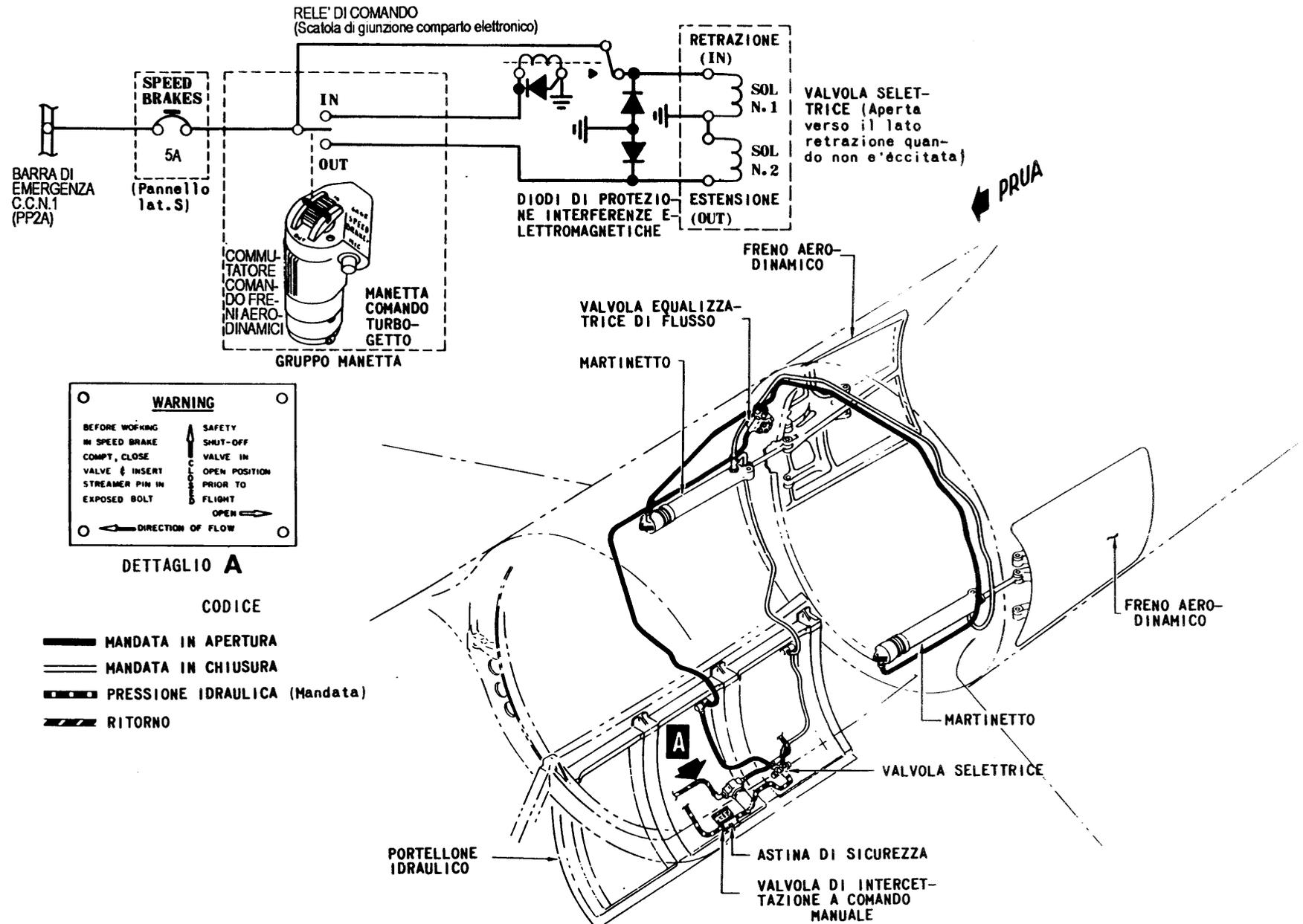


Fig. 9-5. Impianto freni aerodinamici.

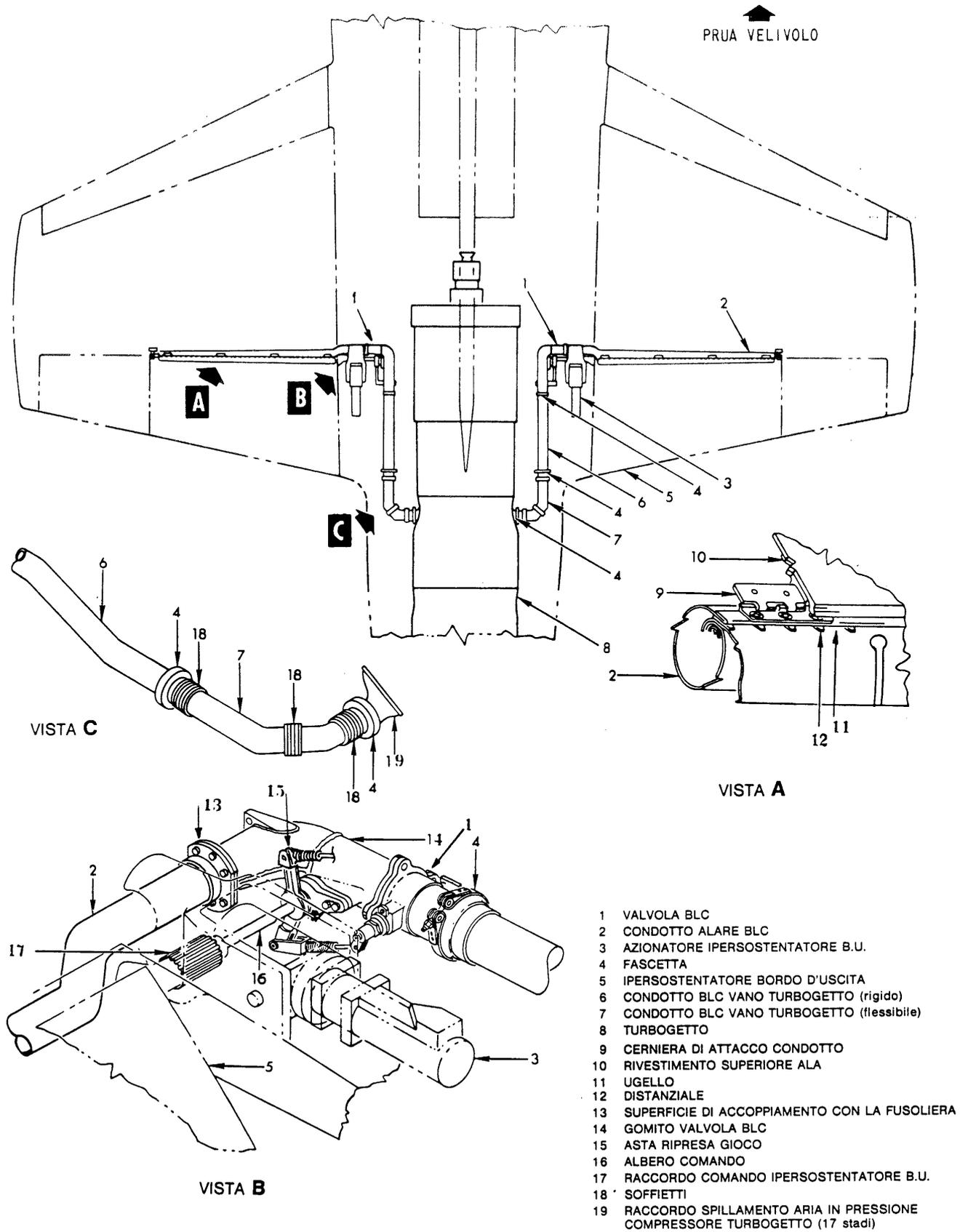


Fig. 9-6. Impianto controllo strato limite.

9-26. IMPIANTO FRENI AERODINAMICI

9-27. I freni aerodinamici sono installati su ciascun lato della fusoliera dietro le ali e forniscono un mezzo per ridurre la velocità del velivolo in volo (vedere fig. 9-5). Essi sono comandati elettricamente da un commutatore situato sulla parte superiore della manetta turbogetto (SPEED BRAKE) e sono azionati idraulicamente dal fluido in pressione dell'impianto idraulico N. 2. Una valvola di priorità consente il funzionamento solo quando la pressione è di almeno 2175 psi. Nel caso di avaria elettrica, i freni aerodinamici si chiudono automaticamente. Tre sono le posizioni del commutatore di comando SPEED BRAKE: IN, centrale o neutro, ed OUT. I freni aerodinamici si possono fermare e bloccare idraulicamente in tutte le posizioni portando il commutatore di comando SPEED BRAKE in posizione centrale. Non è prevista alcuna indicazione della posizione.

9-28. IMPIANTO CONTROLLO STRATO LIMITE

9-29. L'impianto di controllo strato limite (BLC) (vedere fig. 9-6) consente di aumentare la portanza del velivolo durante l'avvicinamento finale e l'atterra-

mento. L'aria in pressione prelevata dal compressore del turbogetto è inviata agli ipersostentatori bordo d'uscita e distribuita sopra la loro superficie. L'energia di questo flusso d'aria in pressione aspira verso gli ipersostentatori lo strato limite dell'ala incrementando la componente verticale della portanza, consentendo così una più bassa velocità d'atterramento.

9-30. L'aria in pressione è spillata da due raccordi sul 17° stadio del compressore ed inviata alle valvole di controllo dello strato limite. Tali valvole sono trascinate meccanicamente dagli azionatori degli ipersostentatori del bordo di uscita i quali portano le stesse progressivamente in posizione completamente aperta quando la corsa degli ipersostentatori va dalla posizione di TAKE OFF a quella di LAND. L'aria in pressione è distribuita uniformemente sopra la superficie di ciascun ipersostentatore per mezzo di un condotto situato nel vano di attacco dell'ipersostentatore. Non appena gli ipersostentatori si retraggono le valvole BLC iniziano a chiudersi. Le valvole sono completamente chiuse ed il flusso dell'aria in pressione cessa quando gli ipersostentatori raggiungono la posizione di TAKE OFF (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-4 per la dettagliata descrizione dell'impianto di controllo dello strato limite).

SEZIONE X

STRUMENTI

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	10-1
Strumenti	10-1

DESCRIZIONE

10-1. STRUMENTI

10-2. GENERALITÀ (vedere figg. da 10-1 a 10-3). Nel velivolo sono installati quattro pannelli portastrumenti, disposti verticalmente davanti al seggiolino del pilota, e due pannelli laterali che si estendono orizzontalmente ai lati dell'abitacolo. I pannelli verticali sono denominati cruscotto superiore, cruscotto inferiore, cruscotto laterale destro e cruscotto laterale sinistro. I pannelli laterali sono denominati pannello laterale sinistro e destro.

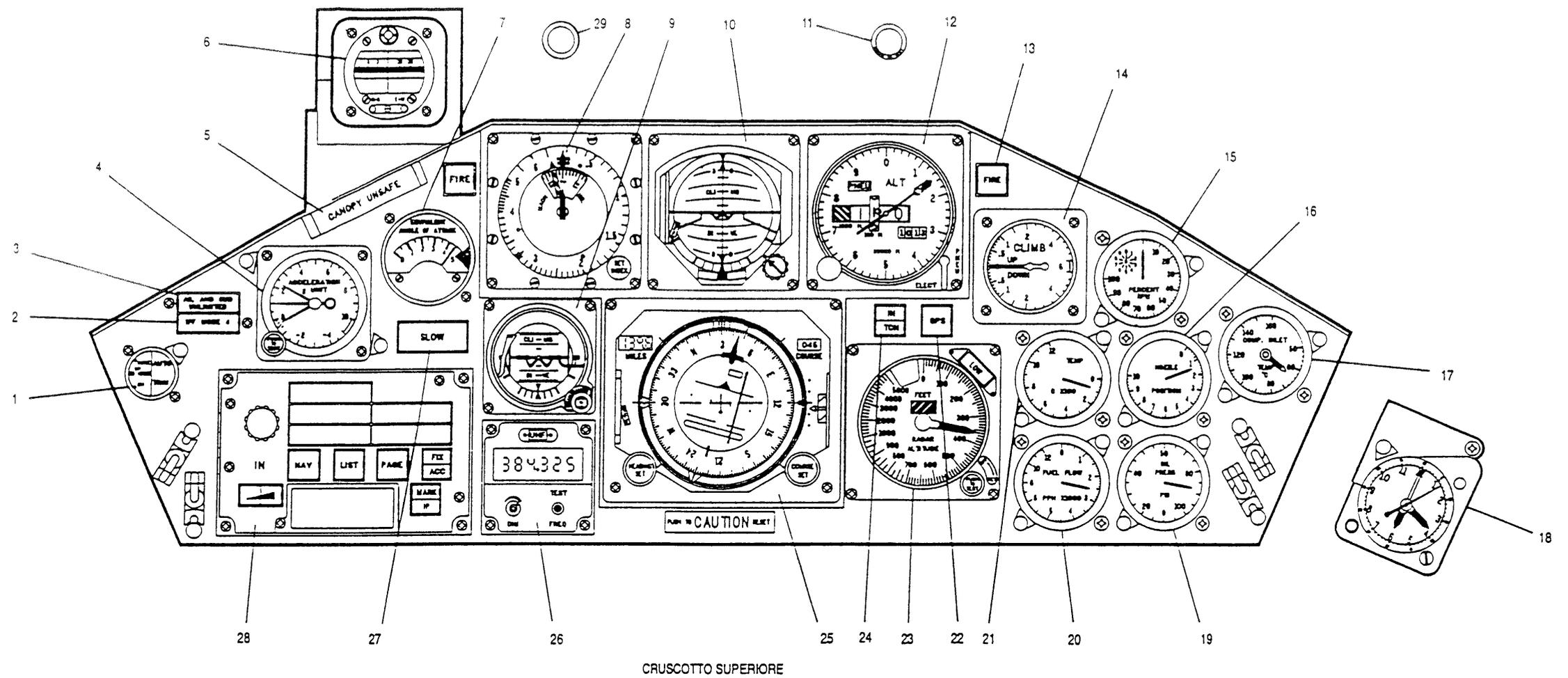
10-3. Tutti i quadranti degli strumenti hanno uno sfondo opaco nero fosforescente con tacche di riferimento. La maggior parte degli strumenti sono montati dalla parte anteriore del cruscotto e sono di tipo a fascetta o a flangia. Gli indicatori posizione ipersostentatori sono i soli strumenti montati dalla parte posteriore del cruscotto.

10-4. Gli strumenti con montaggio a flangia hanno il quadrante illuminato mediante luci ricoperte da un cappello fissato allo strumento, quelli con montaggio a fascetta da luci adiacenti agli strumenti oppure da luci situate all'interno dello strumento. I quadretti sono illuminati da lampade annegate nel pannello stesso. Ogni quadretto illuminato ha un circuito stampato per le luci (in caso di una interruzione del circuito il quadretto deve essere sostituito).

10-5. Otto strumenti sono dislocati fuori dell'abitacolo. Essi sono: due manometri accumulatori idraulici, montati sul portellone idraulico, due indicatori di livello serbatoi idraulici, due indicatori di pressione serbatoi idraulici dislocati avanti al portellone idraulico sulla centralina idraulica, un manometro dello smorzatore gancio d'arresto installato posteriormente al portellone idraulico ed il faticometro montato sulla trave Keelson.

10-6. GRUPPI DI STRUMENTI. Gli strumenti installati sono i seguenti:

- a. STRUMENTI DI VOLO:
 1. Machanometro.
 2. Altimetro servobarometrico.
 3. Variometro.
 4. Indicatore d'assetto di emergenza.
 5. Indicatore d'assetto (AI).
 6. Accelerometro.
 7. Indicatore APC.
 8. Indicatore autocorrettore assetto longitudinale.
- b. STRUMENTI TURBOGETTO:
 1. Indicatore contagiri.
 2. Indicatore temperatura ingresso aria.
 3. Indicatore posizione ugello.
 4. Indicatore temperatura getto.
 5. Indicatore pressione olio.
- c. STRUMENTI COMBUSTIBILE:
 1. Indicatore quantità combustibile serbatoi interni.
 2. Indicatore quantità combustibile serbatoi esterni.
 3. Indicatore portata combustibile.
- d. STRUMENTI IDRAULICI:
 1. Indicatore pressione impianto idraulico N. 1.
 2. Indicatore pressione impianto idraulico N. 2.
 3. Indicatori pressione serbatoi idraulici.
 4. Indicatori livello serbatoi idraulici.
 5. Manometri accumulatori.
 6. Manometro dello smorzatore del gancio di arresto.
- e. STRUMENTI DI NAVIGAZIONE:
 1. Bussola di riserva.
 2. Indicatore HSI.
 3. Orologio.
 4. Indicatore radar altimetro.
- f. STRUMENTI VARI:
 1. Indicatore del piano di sicurezza e dell'inclinazione antenna.
 2. Altimetro cabina.
 3. Indicatore quantità ossigeno liquido.
 4. Indicatori posizione ipersostentatori.
 5. Faticometro.



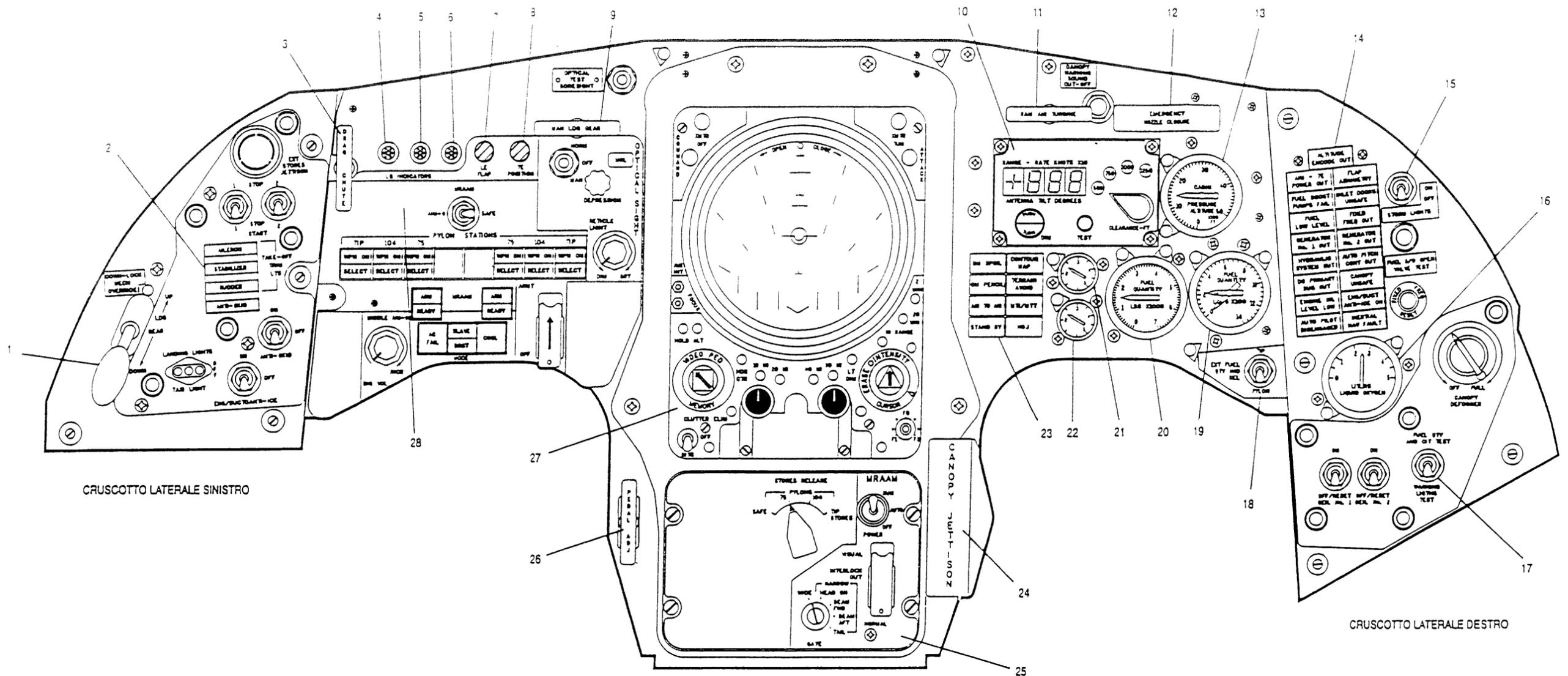
CRUSCOTTO SUPERIORE

NOTA

- 1 POSTA SUL MONTANTE DESTRO DEL PARABREZZA
- 2 POSTA SUL MONTANTE SINISTRO DEL PARABREZZA

- | | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> 1 INDICATORE AUTOCORRETTORE ASSETTO LONGITUDINALE 2 SPIA DI AVVISO FUNZIONAMENTO IFF IN MODO 4 3 SPIA DI AVVISO ESCLUSIONE LIMITATORI CORSA ALETTONI E TIMONE DI DIREZIONE 4 ACCELEROMETRO 5 SEGNALE AVVISO TETTUCCIO SBLOCCATO 6 BUSSOLA DI RISERVA 7 INDICATORE APC 8 MACHANEMOMETRO 9 INDICATORE DI ASSETTO EMERGENZA 10 INDICATORE DI ASSETTO (AI) 11 LUCE SPIA RIPETITORE RADAR ALTIMETRO 12 ALTIMETRO SERVOBAROMETRICO 13 SPIA DI AVVISO INCENDIO 14 VARIOMETRO | <ul style="list-style-type: none"> 15 INDICATORE CONTAGIRI TURBOGETTO 16 INDICATORE POSIZIONE UGELLO 17 INDICATORE TEMPERATURA ARIA INGRESSO TURBOGETTO 18 OROLOGIO 19 INDICATORE PRESSIONE OLIO 20 INDICATORE PORTATA COMBUSTIBILE 21 INDICATORE TEMPERATURA GETTO 22 SELETTORE MODO DI NAVIGAZIONE GPS 23 INDICATORE RADAR ALTIMETRO 24 SELETTORE MODI DI NAVIGAZIONE INT/CTN 25 INDICATORE HSI 26 INDICATORE CANALI / FREQUENZE UHF 27 SPIA SLOW 28 QUADRETTO C.D.U. (NAVIGAZIONE INERZIALE) 29 LUCE SPIA AGGANCIAMENTO RADAR |
|--|---|

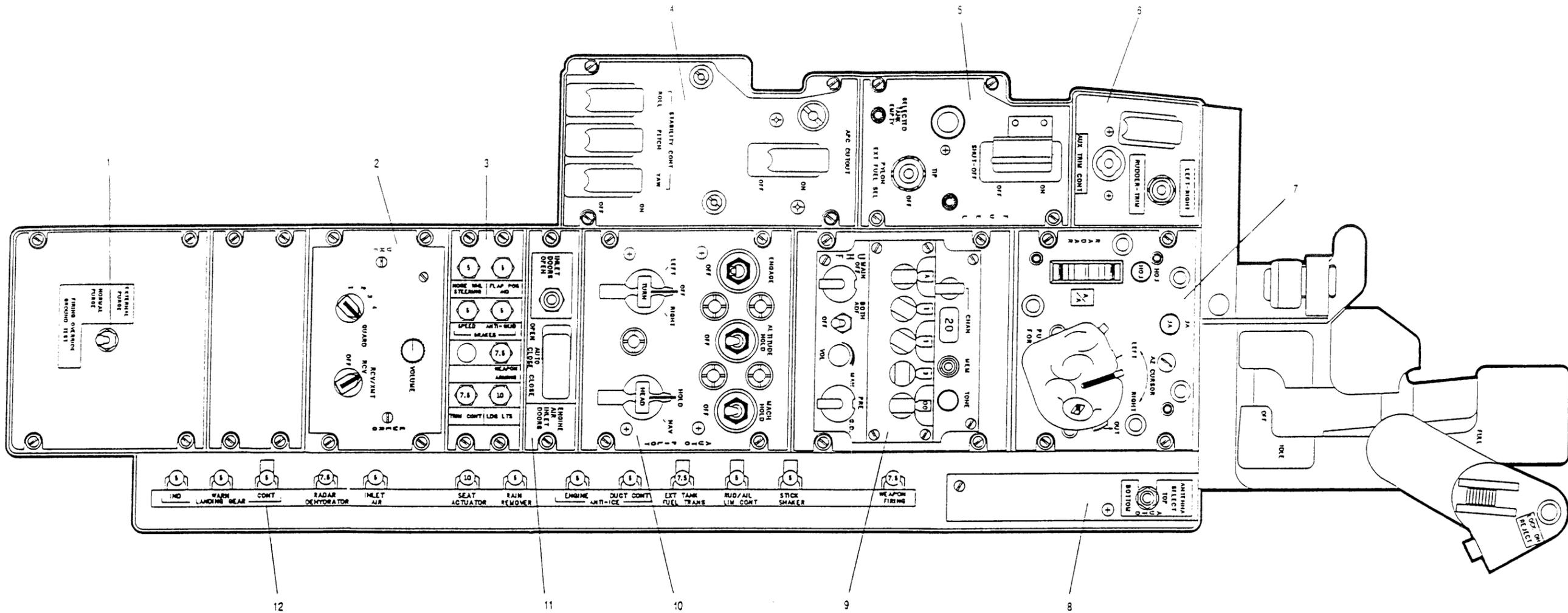
Fig. 10-1. Cruscotto (foglio 1 di 2).



- 1 LEVA COMANDO CARRELLO
- 2 GRUPPO LUCI SPIA POSIZIONE DI DECOLLO CORRETTORI E ANTISLITTAMENTO RUOTE
- 3 MANIGLIA COMANDO PARACADUTE
- 4 LUCE SPIA POSIZIONE CARRELLO S.
- 5 LUCE SPIA POSIZIONE CARRELLO A.
- 6 LUCE SPIA POSIZIONE CARRELLO D.
- 7 INDICATORE POSIZIONE IPERSOSTENTATORI B.E.
- 8 INDICATORE POSIZIONE IPERSOSTENTATORI B.U.
- 9 MANIGLIA ABBASSAMENTO DI EMERGENZA CARRELLO
- 10 INDICATORE PIANO DI SICUREZZA E INCLINAZIONE ANTENNA RADAR
- 11 MANIGLIA COMANDO ESTRAZIONE TURBINA ARIA DINAMICA
- 12 MANIGLIA COMANDO CIRCUITO EMERGENZA CHIUSURA UGELLO
- 13 ALTIMETRO CABINA
- 14 PANNELLO ANNUNCIATORE
- 15 INTERRUTTORE LUCI TEMPORALI
- 16 INDICATORE QUANTITA' OSSIGENO

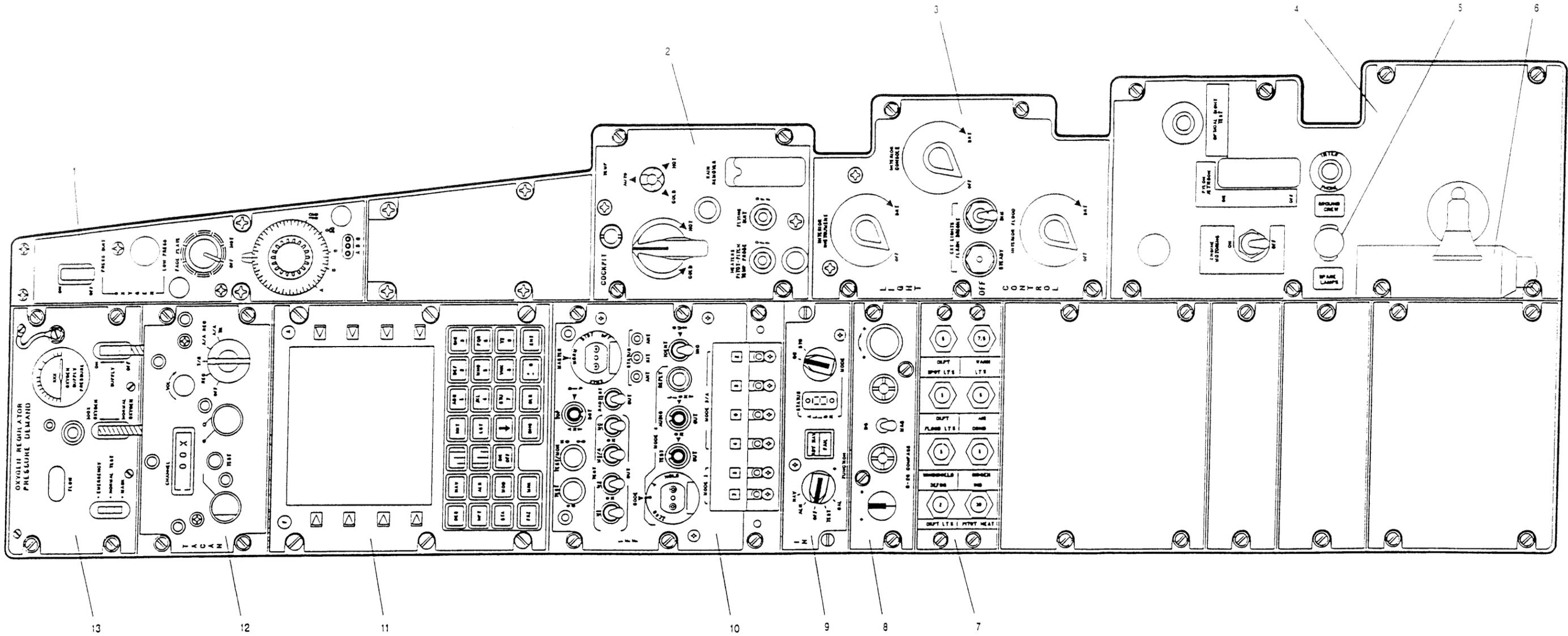
- 17 INTERRUTTORE DI PROVA INDICATORE QUANTITA' COMBUSTIBILE-INDICATORE CIT E LUCI SPIA
- 18 SELETORE INDICATORE QUANTITA' COMBUSTIBILE SERBATOI INTERNI
- 19 INDICATORE QUANTITA' COMBUSTIBILE SERBATOI ESTERNI
- 20 INDICATORE QUANTITA' COMBUSTIBILE SERBATOI INTERNI
- 21 INDICATORE PRESSIONE IDRAULICA IMPIANTO N. 1
- 22 INDICATORE PRESSIONE IDRAULICA IMPIANTO N. 2
- 23 GRUPPO LUCI MODI DI FUNZIONAMENTO RADAR
- 24 MANIGLIA EIEZIONE EMERGENZA TETTuccio
- 25 QUADRETTO COMANDO MRAAM E SELEZIONE RILASCIO CARICHI ESTERNI
- 26 MANIGLIA REGOLAZIONE PEDALIERA
- 27 INDICATORE RADAR
- 28 QUADRETTO COMANDO ARMAMENTO

Fig. 10-1. Cruscotto (foglio 2 di 2).



- 1 DEVIATORE PER LA SIMULAZIONE A TERRA CONDIZIONI DI VOLO
- 2 QUADRETTO COMANDO E RICETRASMETTITORE UHF DI EMERGENZA
- 3 QUADRETTO INTERRUITORI AUTOMATICI
- 4 QUADRETTO IMPIANTO AUMENTO STABILITA' ED ESCLUSIONE APC
- 5 QUADRETTO COMANDO COMBUSTIBILE
- 6 QUADRETTO COMANDO AUSILIARIO CORRETTORI DI ASSETTO
- 7 QUADRETTO COMANDO RADAR
- 8 DEVIATORE SELEZIONE ANTENNE UHF
- 9 QUADRETTO COMANDO UHF (Principale)
- 10 QUADRETTO COMANDO AUTOPILOTA
- 11 QUADRETTO COMANDO SPORTELLI ARIA AUSILIARIA TURBOGETTO
- 12 STRISCIA INTERRUITORI AUTOMATICI

Fig. 10-2. Pannello laterale sinistro.



- 1 QUADRETTO CONTROLLO MANDATA OSSIGENO E RISCALDATORE PROTEZIONE VISO PER TUTA ALTA QUOTA E PER IL COMANDO DEL CURSORE DELLA DISTANZA SULL'INDICATORE RADAR
- 2 QUADRETTO COMANDO TEMPERATURA CABINA
- 3 QUADRETTO COMANDO LUCI
- 4 QUADRETTO COMANDI VARI (espulsione travetti BL75, prova amplificatore ccimatore ottico, interferono e avviamento in bianco)
- 5 LAMPADINE DI RISERVA
- 6 LAMPADA PORTATILE
- 7 QUADRETTO INTERRUTTORI AUTOMATICI
- 8 QUADRETTO COMANDO BUSSOLA GIROMAGNETICA
- 9 QUADRETTO COMANDO NAVIGAZIONE INERZIALE
- 10 QUADRETTO COMANDO IFF
- 11 QUADRETTO E SCHERMO GPS
- 12 QUADRETTO COMANDO TACAN
- 13 REGOLATORE OSSIGENO

Fig. 10-3. Pannello laterale destro.

SEZIONE XI

IMPIANTO ALIMENTAZIONE ELETTRICA ED ILLUMINAZIONE

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	11-1
Alimentazione elettrica	11-1
Impianti di illuminazione	11-1

DESCRIZIONE

11-1. ALIMENTAZIONE ELETTRICA

11-2. GENERALITÀ (*vedere fig. 11-1*). Gli impianti elettrici del velivolo sono alimentati da due generatori trifase c.a. a frequenza variabile trascinati dal turbogetto, aventi ciascuno una potenza di 20 KVA alla tensione di 115/200 V, collegati a stella con centro stella a massa. La tensione non è a frequenza costante ma varia fra 320 e 522 Hz in funzione del numero dei giri del turbogetto. Tale caratteristica è soddisfacente per l'alimentazione dei circuiti di potenza e di quelli non critici per la frequenza. In volo il regime del turbogetto è tale per cui la frequenza è molto vicina a 400 Hz.

11-3. Per le utenze che necessitano di tensione a frequenza fissa, nel vano turbogetto è installato un generatore di c.a. trifase a frequenza fissa da 5 KVA, 115/200 V, azionato da un motore idraulico a giri costanti. Il motore idraulico mantiene la frequenza compresa tra 395-405 Hz, per tutto il campo di funzionamento.

11-4. In condizioni di emergenza un generatore trifase collegato a stella con centro stella a massa, trascinato da una turbina ad aria dinamica (RAT), può fornire 4,5 KVA a 115/200 V c.a. Il numero di giri della turbina ad aria dinamica è controllato da un regolatore, ma risente delle ampie variazioni della velocità del velivolo. In condizioni normali la frequenza è regolata a valori molto vicini a 400 Hz.

11-5. L'energia in corrente continua a 28 V è fornita da due gruppi statici trasformatore-raddrizzatore, collegati alle barre c.a. Un trasformatore-raddrizzatore è denominato normale l'altro di emergenza. Poiché in condizioni di emergenza l'energia in c.a. è fornita unicamente dal generatore azionato dalla turbina ad aria dinamica, la prima di queste unità viene scollegata dal circuito. Il gruppo normale può fornire una corrente di 120 A ed è collegato alla barra primaria N. 2 c.a. freq. var. (XP2). Il gruppo di emergenza può erogare una corrente nominale di 20 A, ed è collegato alla

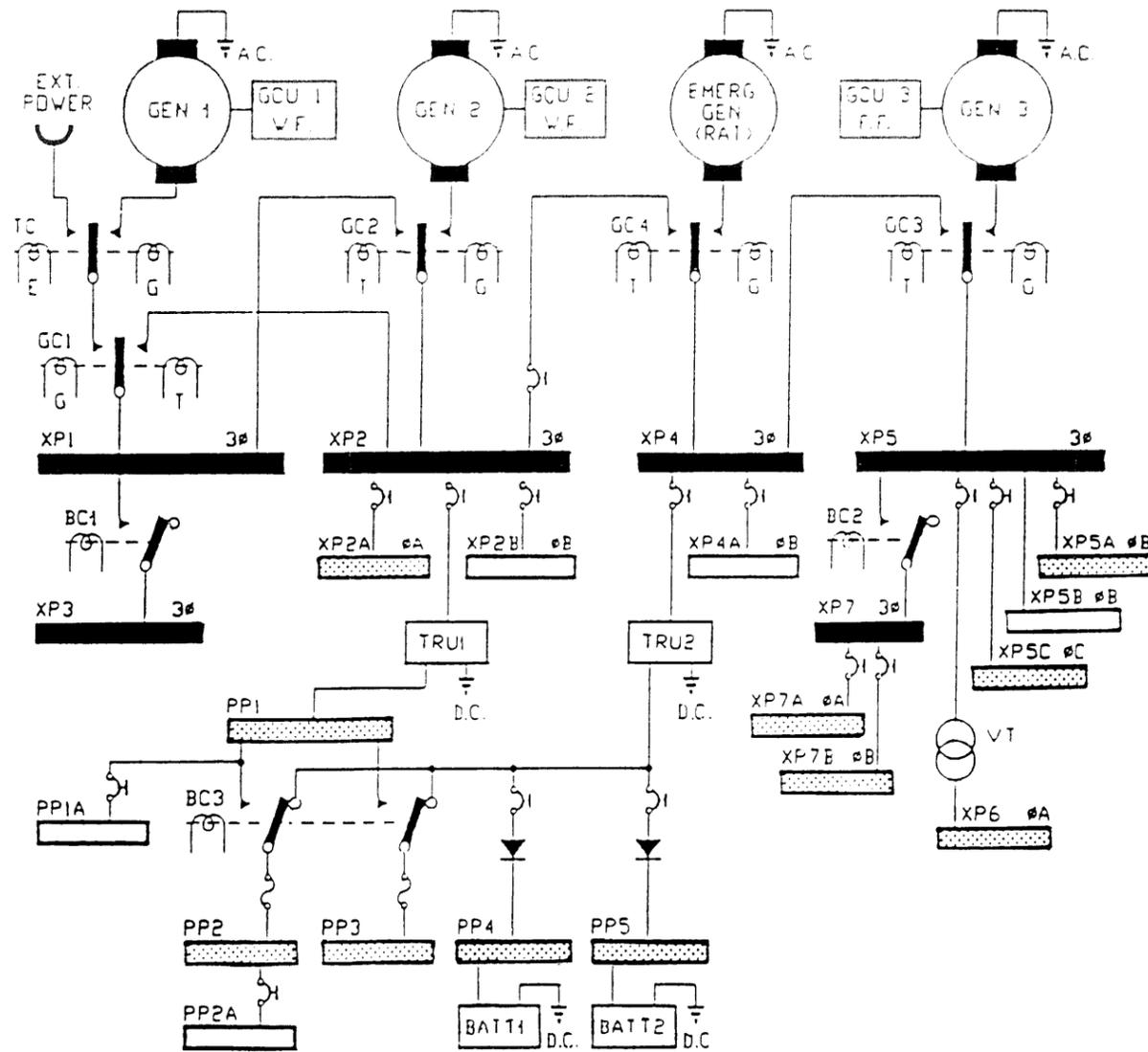
barra di emergenza c.a. (XP4). In condizioni normali entrambi i gruppi sono in funzione, tuttavia in caso di mancato funzionamento dei due generatori trascinati dal turbogetto, la barra c.a. XP2 non è alimentata e viene pertanto a mancare anche l'uscita in c.c. del trasformatore da 120 A. In tali condizioni, se si estrae la turbina ad aria dinamica (RAT), viene fornita energia alla barra c.a. (XP4) d'emergenza che a sua volta alimenta il trasformatore-raddrizzatore da 20 A (gruppo di emergenza).

11-6. Due batterie da 3,6 Ah, 24 V, al nichel-cadmio servono in particolare ad effettuare la riaccensione in volo del turbogetto in caso di spegnimento di fiamma, senza ricorrere all'estrazione della turbina ad aria dinamica. Una riaccensione in volo, riuscita con le sole batterie, permette di continuare il volo operativo in quanto il velivolo risulta ancora aerodinamicamente pulito. Ciascuna batteria alimenta la relativa barra batteria, mentre entrambe ricevono la corrente di carica attraverso due distinti diodi, dal trasformatore-raddrizzatore da 20 A. Il controllo dello stato di carica delle batterie sul velivolo viene attuato per mezzo del connettore di prova a terra.

11-7. Una presa di alimentazione esterna, posta sul lato destro di fusoliera dietro il B.U. alare, permette di fornire energia all'impianto elettrico del velivolo prelevandola da un gruppo di alimentazione esterno.

11-8. IMPIANTI DI ILLUMINAZIONE

11-9. LUCI DI ATTERRAMENTO E RULLAGGIO (*vedere fig. 11-2*). Su ciascun sportello posteriore del carrello principale è installato un faro di atterramento. Un faro di rullaggio è installato sulla gamba di forza del carrello anteriore. I due fari di atterramento sono alimentati a 28 V c.a. dalla fase B della barra primaria N. 2 c.a. freq. var. (XP2) attraverso l'interruttore automatico LANDING LIGHTS posto sul pannello laterale sinistro e un autotrasformatore riduttore di tensione (115/28 V) installato sullo sportello posteriore destro del carrello principale. Il faro di rullaggio è alimentato a 28 V c.c. dalla barra primaria c.c. (PP1) attraverso l'interruttore automatico TAXI LT posto sulla scatola di giunzione del comparto elettronico. I tre fari sono comandati da un deviatore doppio a tre posizioni denominate LANDING LIGHTS-OFF-TAXI LIGHT posto sul cruscotto laterale sinistro.



- GEN 1 GENERATORE N.1 C.A. FREQ. VARIABILE 20 KVA
- GEN 2 GENERATORE N.2 C.A. FREQ. VARIABILE 20 KVA
- GEN 3 GENERATORE N.3 C.A. FREQ. FISSA 5 KVA
- RAT GENERATORE DI EMERGENZA 4,5 KVA
- GCU1 UNITA' DI CONTROLLO GENERATORE N.1 FREQ. VARIABILE
- GCU2 UNITA' DI CONTROLLO GENERATORE N.2 FREQ. VARIABILE
- GCU3 UNITA' DI CONTROLLO GENERATORE FREQ. FISSA
- TRU1 TRASFORMATORE-RADDRIZZATORE DA 120 A
- TRU2 TRASFORMATORE-RADDRIZZATORE DA 20 A
- VT TRASFORMATORE ALIMENTAZIONE STRUMENTI
- BATT1 BATTERIA N.1 24 V 36 Ah
- BATT2 BATTERIA N.2 24 V 36 Ah
- EXT PWR PRESA DI ALIMENTAZIONE ELETTRICA ESTERNA
- TC CONTATTORE EXT PWR
- GC1 CONTATTORE N.1 GEN
- GC2 CONTATTORE N.2 GEN
- GC3 CONTATTORE HYDRAULIC GENERATOR
- GC4 CONTATTORE EMERG AC BUS
- BC1 CONTATTORE XP3 SECONDARY AC BUS
- BC2 CONTATTORE XP7 BUS
- BC3 CONTATTORE PP2-PP3 BUS

- BARRA POSIZIONATA NELLA CENTRALINA C.A.
- BARRA POSIZIONATA NELLA SCATOLA DI GIUNZIONE
- BARRA POSIZIONATA IN ABITACOLO

LOGICA DI FUNZIONAMENTO

- TC BOBINA E ON se velivolo alimentato tramite presa elettrica esterna
- BOBINA G ON se GEN 1 in funzione
- GC1 BOBINA G ON se GEN 1 o EXT PWR in funzione
- BOBINA T ON se GEN 1 spento o in avana e GEN 2 funzionante
- GC2 BOBINA T ON se GEN 2 spento o in avana e GEN 1 o EXT PWR funzionante
- BOBINA G ON se GEN 2 in funzione
- GC3 BOBINA T ON se GEN 3 spento o in avana e barra XP4 in tensione
- BOBINA G ON se GEN 3 in funzione
- GC4 BOBINA T ON se RAT non in funzione
- BOBINA G ON se RAT in funzione
- BC1 ON se GEN 1 e GEN 2 in funzione o se c'è EXT PWR
- OFF se GEN 1 o GEN 2 spento o in avana
- BC2 ON se GEN 1 o GEN 2 in funzione o se c'è EXT PWR
- OFF se GEN 1 e GEN 2 spenti o in avana
- BC3 ON se barra PP1 alimentata
- OFF se barra PP1 non alimentata

Fig. 11-1. Impianto elettrico integrato.

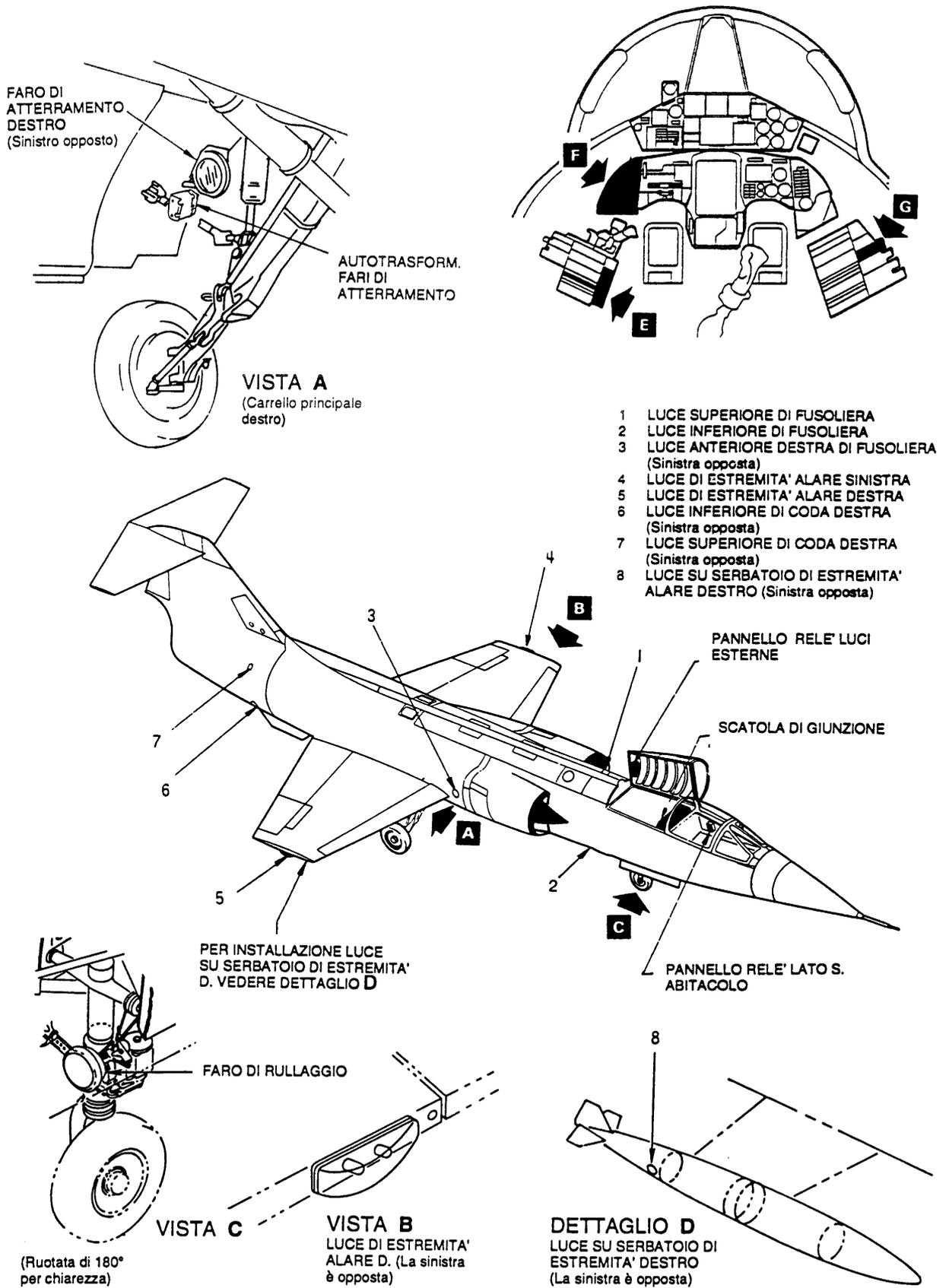


Fig. 11-2. Dislocazione apparecchiature impianto luci esterne.

Quando il deviatore è in posizione LANDING LIGHT sono alimentati contemporaneamente i due fari di atterramento ed il faro di rullaggio. Con il deviatore su TAXI LIGHT è acceso il solo faro di rullaggio. Il circuito è realizzato in modo che al decollo del velivolo, in seguito alla retraction del carrello i fari si spengono automaticamente.

11-10. LUCI DI FORMAZIONE E NAVIGAZIONE (vedere fig. 11-2).

Le luci di formazione e navigazione sono le seguenti: luci superiori di coda gialle, luci inferiori di coda bianche, luci superiore ed inferiore di fusoliera bianche, luce anteriore di fusoliera destra verde e luce anteriore di fusoliera sinistra rossa, luce di estremità alare destra verde e luce di estremità alare sinistra rossa. Le luci di navigazione sono alimentate in parte a 6,6 V ed in parte a 6,9 V dalla barra XP2A ØA 115 V c.a. Quando sono installati i serbatoi di estremità od i lanciamissili un connettore posto all'estremità della semiala sinistra e destra fornisce alimentazione alle luci di formazione poste sul serbatoio di estremità o sul lanciamissile ed un apposito circuito determina lo spegnimento delle luci di estremità alare. La luce sui lanciamissili di ciascuna semiala costituisce il bordo di uscita dei medesimi ed è provvista di una sola lampada protetta da una lente sagomata, rossa a sinistra e verde a destra. La luce sui serbatoi di estremità è installata sul lato esterno dei medesimi ed è costituita da tre lampade protette da una lente. La lente del serbatoio sinistro è rossa, quella del destro è verde. Le luci di estremità alare, quelle sui serbatoi di estremità e sui lanciamissili sono alimentate a 6,6 V c.a.

11-11. LUCI DIFFUSE, PORTATILI E TEMPORALI IN ABITACOLO. L'abitacolo può essere illuminato mediante luci diffuse sui pannelli laterali, proiettori portatili e luci temporali. Le luci diffuse dei pannelli laterali, due per lato, sono installate sulle fiancate dell'abitacolo sopra i pannelli laterali. L'intensità luminosa delle luci è controllata mediante un autotrasformatore a nucleo toroidale posto sul quadretto controllo luci del pannello laterale destro e munito di una manopola contrassegnata con la scritta INTERIOR FLOOD. Il proiettore portatile destro ha una base di fissaggio posta all'estremità posteriore del pannello laterale destro ed una seconda base sulla carenatura di raccordo tra il pannello laterale destro ed il boccaporto. Il proiettore portatile sinistro è installato sul pannello laterale sinistro. La loro luminosità può essere attenuata mediante un reostato incorporato nella parte posteriore di ogni proiettore. I proiettori portatili sono provvisti inoltre di un cavetto di alimentazione estensibile per cui possono

essere spostati in abitacolo e fissati ad una qualsiasi delle basi di appoggio sulle carenature o sui pannelli. Le luci per i temporali sono installate in posizione adiacente alle luci diffuse posteriori ed illuminano il cruscotto superiore ed inferiore. Esse sono comandate attraverso l'interruttore STORM LIGHTS installato sul cruscotto laterale destro e sono impiegate durante i voli notturni quando i lampi potrebbero causare l'abbagliamento del pilota.

11-12. Le quattro luci diffuse sono alimentate dalla fase B della barra freq. var. c.a. (XP2A) in abitacolo attraverso l'interruttore automatico CKPT FLOOD LTS installato sul quadretto interruttori automatici del pannello laterale destro. I proiettori portatili e le luci temporali sono alimentate a 28 V c.c. dalla barra di emergenza (PP2) N. 1 c.c. attraverso l'interruttore automatico CKPT SPOT LTS installato sul quadretto interruttori automatici del pannello laterale destro.

11-13. LUCI STRUMENTI E SCRITTE PANNELLI LATERALI. Le luci degli strumenti e delle scritte sui pannelli laterali di colore chiaro o azzurro sono alimentate dalla barra XP5B c.a. a frequenza fissa (fase B) attraverso l'interruttore automatico CKPT LTS posto sul pannello laterale destro. Per variare la tensione di alimentazione delle lampade da 0 a 28 V c.a. e regolarne di conseguenza la luminosità è installato per ognuno dei due circuiti un autotrasformatore a nucleo toroidale la cui manopola di comando è dislocata sul quadretto controllo luci del pannello laterale destro e denominata rispettivamente INTERIOR INSTRUMENT e INTERIOR CONSOLE.

11-14. LUCI STRUMENTI. Tutti gli strumenti dell'abitacolo hanno il quadrante illuminato mediante luci ricoperte da un cappello fissato allo strumento (se questo è del tipo con montaggio a flangia), mediante luci adiacenti agli strumenti (se questi sono fissati mediante fascetta) oppure mediante luci situate all'interno dello strumento. Tutte le luci degli strumenti possono essere alimentate e regolate simultaneamente agendo sulla manopola INTERIOR INSTRUMENT che comanda l'autotrasformatore toroidale posto sul quadretto controllo luci del pannello laterale destro.

11-15. LUCI PANNELLI LATERALI. Le scritte dei quadretti di comando posti sui pannelli laterali sono illuminate da lampade incorporate su ciascun quadretto. Tutte le lampade dei pannelli laterali sono comandate simultaneamente dalla manopola INTERIOR CONSOLE posta sul quadretto controllo luci del pannello laterale destro.

SEZIONE XII

SISTEMI ELETTRONICI INTEGRATI

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	12-1
Generalità	12-1
Sistemi elettronici di bordo	12-1
Sistema di radiocomunicazione	12-7
Sistema di navigazione	12-7
Sistema di riconoscimento	12-8
Sistema comandi di volo	12-9
Sistema di controllo armamento	12-9

DESCRIZIONE

12-1. GENERALITÀ

12-2. Il sistema elettronico di bordo comprende gli impianti di radiocomunicazione, navigazione, riconoscimento, comandi di volo e armamento. La manutenzione degli impianti elettronici del velivolo richiede una conoscenza della mutua interdipendenza tra gli impianti stessi, nella maggior parte dei casi interconnessi tra loro. La maggior parte dei componenti elettronici che costituiscono gli impianti di radiocomunicazione, navigazione e riconoscimento sono installati nel comparto elettronico, dietro l'abitacolo. I quadretti di comando e gli indicatori sono in cabina (vedere fig. 12-1). I principali componenti degli apparati elettronici sono situati in speciali contenitori posti nel comparto elettronico. Tali contenitori permettono una rapida rimozione e sostituzione degli apparati. Sul lato superiore di ogni contenitore è installata una maniglia a T per la rimozione rapida ed il bloccaggio del contenitore stesso nella sua sede. Inoltre, vi è una lampada spia che indica la corretta installazione dell'apparato sull'incastellatura a T del comparto elettronico. Sul lato inferiore del contenitore si trovano i connettori elettrici e la bocchetta di ingresso aria di raffreddamento.

12-3. RAFFREDDAMENTO E PRESSURIZZAZIONE DEGLI APPARATI ELETTRONICI. Durante il volo, l'impianto di condizionamento del velivolo fornisce il necessario raffreddamento agli apparati elettronici. L'apparato radar, posto nella sezione anteriore del velivolo, viene raffreddato dall'aria proveniente dall'abitacolo, dopo essere passata attraverso il regolatore di pressione abitacolo. L'aria di raffreddamento del comparto elettronico è miscelata con una certa quantità di aria calda proveniente dal turbogetto, allo scopo di mantenere la temperatura entro 65+80 F° (18 + 27 °C), in modo che il vapore acqueo

presente nell'aria di raffreddamento rimanga allo stato di vapore e non si condensi. La temperatura dell'aria spillata dal turbogetto ed inviata nel comparto elettronico viene controllata da un termostato e da una valvola regolatrice. L'aria di raffreddamento viene inviata nel condotto anteriore del comparto elettronico e quindi convogliata ai singoli condotti di uscita. L'aria fluisce attraverso gli apparati e si scarica nel comparto elettronico.

12-4. FILTRI ANTIDISTURBI RADIO. Tali filtri riducono al minimo i disturbi irregolari generati dai vari apparati elettrici ed elettronici. Gli apparati che possono generare dei disturbi a radio frequenza hanno dei filtri incorporati (od all'esterno) per neutralizzare rumori o tensioni parassite che possono inserirsi nei circuiti radio od in altri circuiti sensibili alle radio frequenze. I trasformatori raddrizzatori da 120 A e 20 A e l'amplificatore interfonico hanno dei filtri esterni. I filtri sono formati da condensatori, da circuiti RC o da circuiti combinati. I cavi d'antenna e tutti i cavi che portano segnali radio o segnali sensibili ai disturbi, sono schermati per prevenire che si generino tensioni indotte nei rispettivi circuiti.

12-5. ANTENNE. Le antenne installate sul velivolo sono elementi ricetrasmittenti ad alta frequenza per gli impianti di radiocomunicazione, navigazione e riconoscimento. La fig. 12-3 rappresenta la dislocazione delle antenne sul velivolo.

12-6. SISTEMI ELETTRONICI DI BORDO

12-7. GENERALITÀ. L'insieme degli intercollegamenti di radiocomunicazione, navigazione, riconoscimento, comandi di volo e controllo armamento è raffigurato in fig. 12-2.

12-8. I sistemi di radiocomunicazione, navigazione e riconoscimento sono composti dai seguenti impianti:

- a. Impianto di radiocomunicazione UHF AN/ARC-150 (V) 2/HQ.
- b. Impianto interfonico (componente del mounting dell'UHF).
- c. Impianto di radiocomunicazione UHF d'emergenza SIT 301-F.
- d. Impianto IFF AN/UPX-709.
- e. Impianto TACAN SRT 2004.
- f. Impianto bussola giromagnetica C-2G.
- g. Impianti HSI e AI.

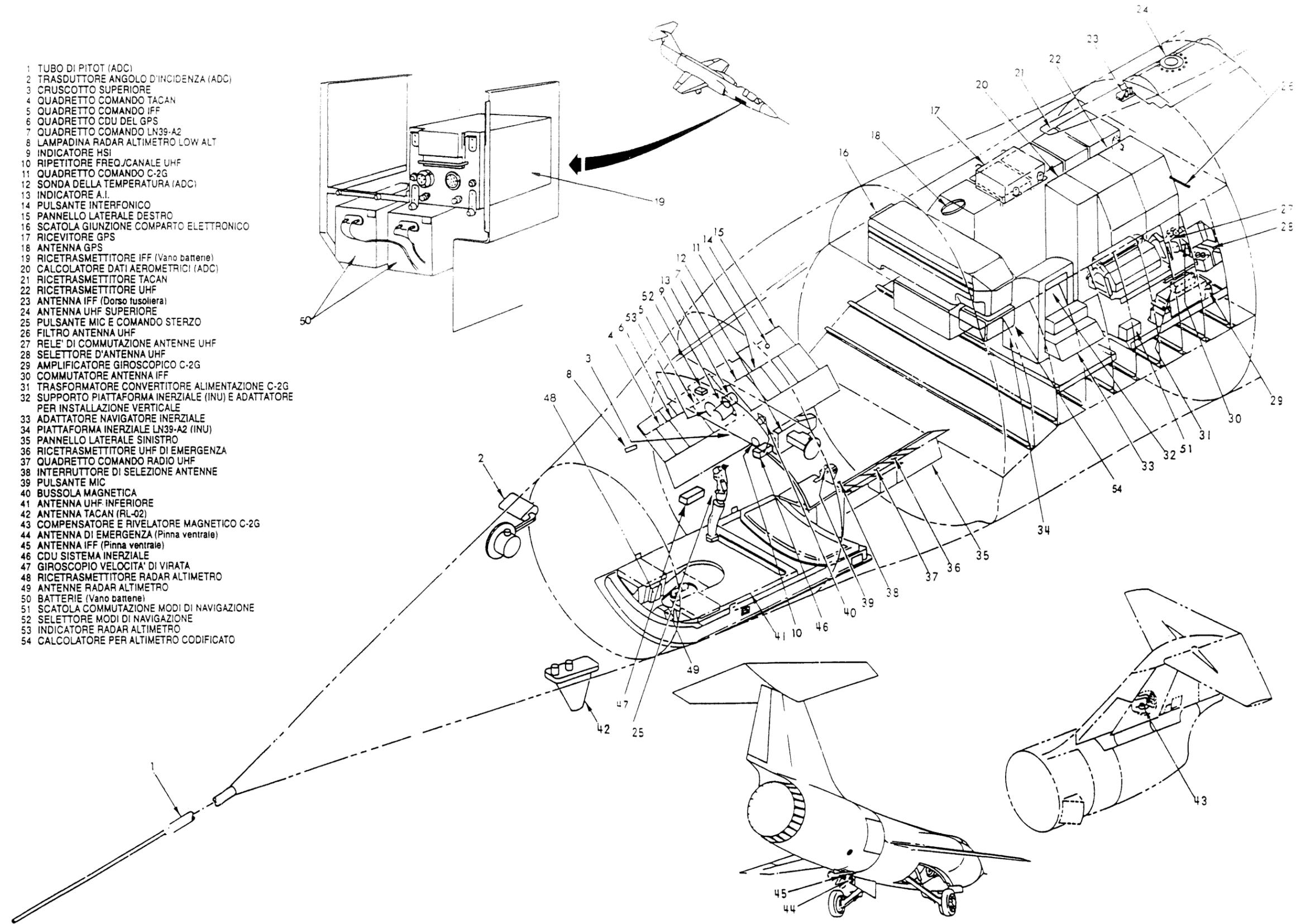
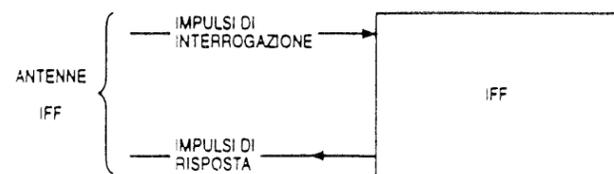


Fig. 12-1. Dislocazione componenti dei sistemi di radiocomunicazione, navigazione e riconoscimento.

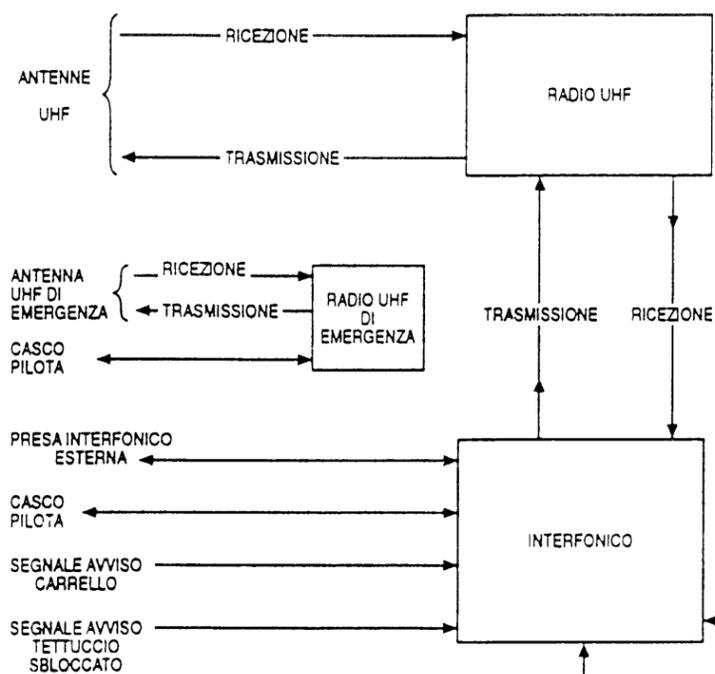
IDENTIFICAZIONE



NOTE

- 1 ± 7° ROLLIO
± 66° ROLLIO E BECCHEGGIO.
UP-STABILIZER
- 2 PROGRAMMAZIONE NUMERO DI MACH: UP-STABILIZER, MANTENIMENTO MACH, VARIAZIONE MACH
QUOTA: VARIAZIONE, MANTENIMENTO, PROGRAMMAZIONE.
PROGRAMMAZIONE VARIAZIONE BECCHEGGIO E ROLLIO.
ASSETTO IN BECCHEGGIO, PRUA,
INTERCOLLEGAMENTO ADC
- 3 ECCITAZIONE: ANGOLO D'INCIDENZA, VELOCITA' EFFETTIVA, QUOTA
- 4 ANGOLO D'INCIDENZA, VELOCITA' EFFETTIVA, QUOTA
- 5 PRESSIONE: TOTALE, STATICA
RAPPORTO DENSITA' DELL'ARIA, MACH
- 6 MINIMA E MASSIMA DISTANZA DI LANCIO, ERRORE DI GUIDA IN AZ. & EL., ERRORE DI GUIDA AMMISSIBILE, POSIZIONE DEL MISSILE CYRCLE IN AZ. & EL., INTERRUZIONE ATTACCO
- 7 VELOCITA' SPOSTAM. ANT. IN AZ. & EL., ANGOLO DI ANTENNA IN AZ. & EL.
- 8 RIFERIMENTO DI FASE SEGNALE λ, IDENTIFICAZIONE MISSILE
- 9 SELEZIONE AUT. DEL MISSILE (AIM-9), AGGANCIAMENTO MISSILE, SBLOCCAGGIO TESTA DEL MISSILE, SEGNALE DI AGGANCIAMENTO (AIM-9)
- 10 ROLLIO, BECCHEGGIO, AZIMUT
ACCELERAZIONE VERTICALE
DISINSERIMENTO AUTOPILOTA
INTERCOLLEGAMENTO NAVIGATORE INERZIALE

COMUNICAZIONE



NAVIGAZIONE

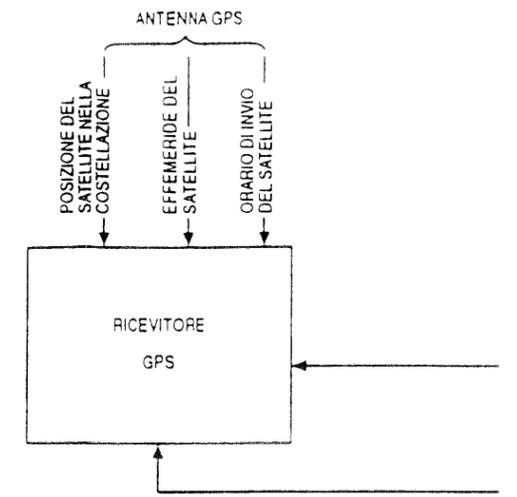


Fig. 12-2. Schema a blocchi del sistema elettronico integrato (foglio 1 di 3).

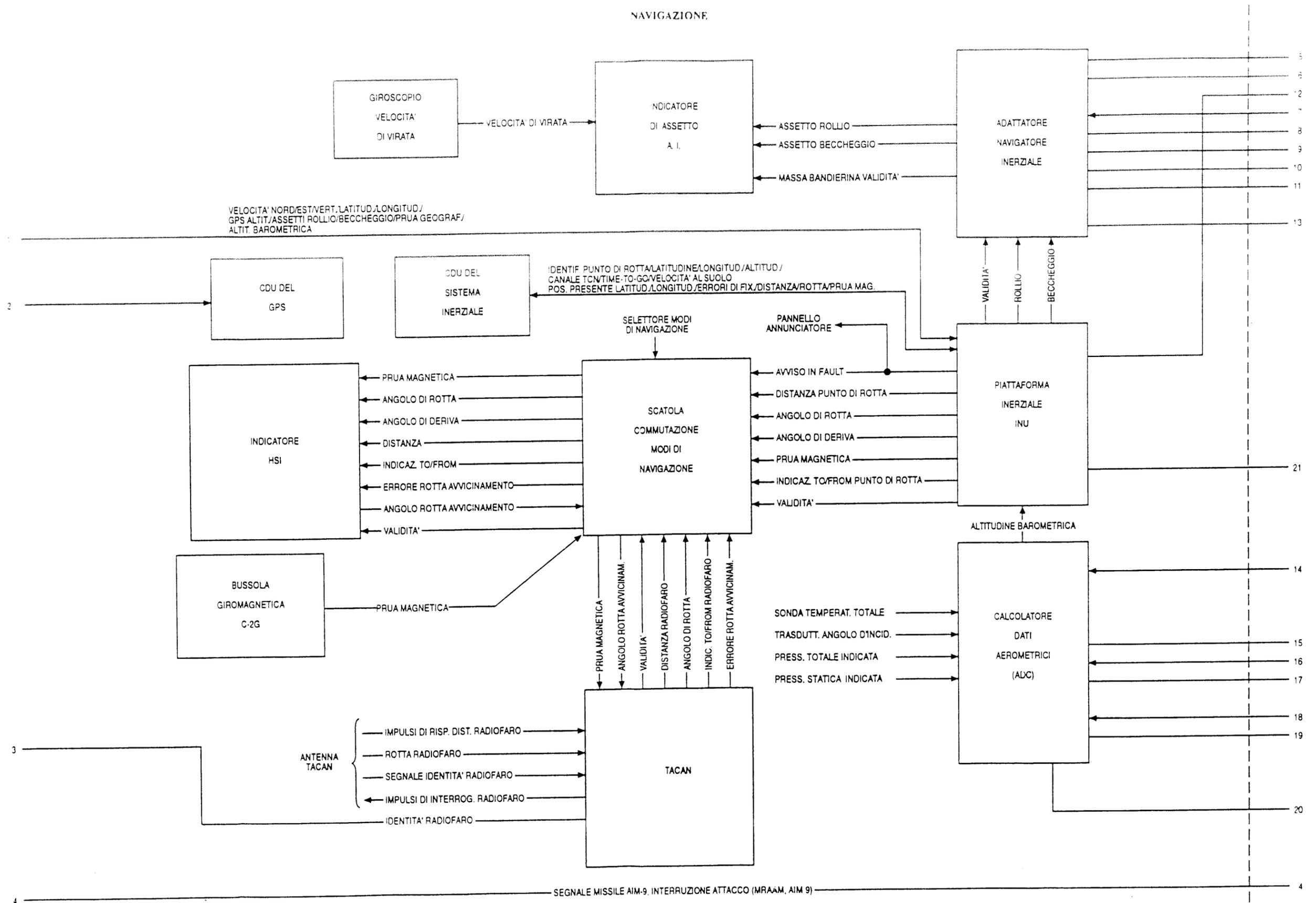


Fig. 12-2. Schema a blocchi del sistema elettronico integrato (foglio 2 di 3).

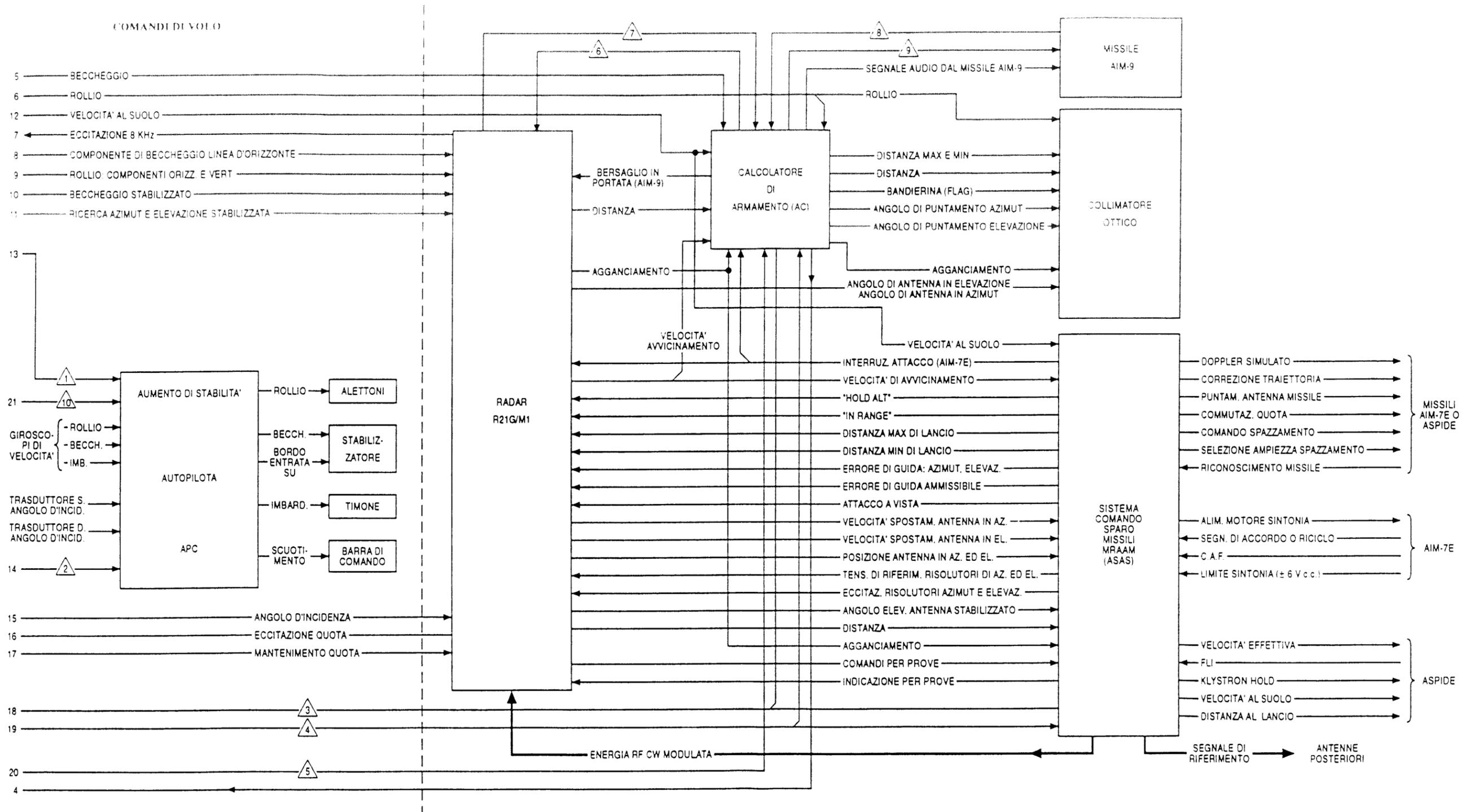


Fig. 12-2. Schema a blocchi del sistema elettronico integrato (foglio 3 di 3).

- 1 ANTENNA RADAR
- 2 ANTENNA IFF SUPERIORE
- 3 ANTENNA UHF SUPERIORE
- 4 ANTENNE RADAR ALTIMETRO
- 5 ANTENNA UHF INFERIORE
- 6 ANTENNA TACAN
- 7 ANTENNA UHF DI EMERGENZA
- 8 ANTENNA IFF INFERIORE
- 9 ANTENNA GPS

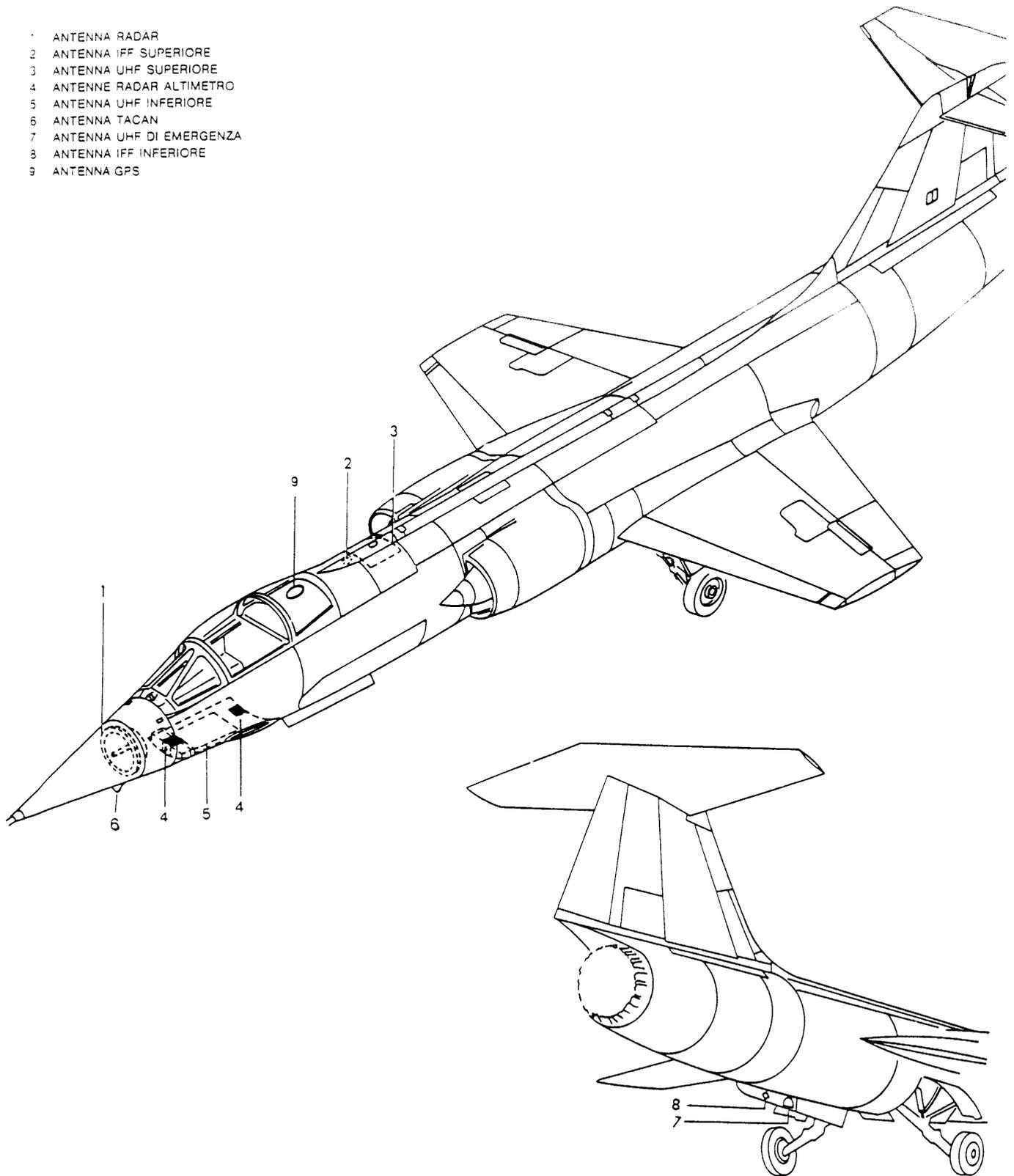


Fig. 12-3. Dislocazione antenne sul velivolo.

- h. Impianto navigatore inerziale LN39-A2.
- i. Impianto calcolatore dati aerometrici (ADC).
- j. Impianto calcolatore per altimetro codificato.
- k. Impianto GPS SP-1709.

12-9. Il sistema comandi di volo è composto dai seguenti impianti:

- a. Impianto aumento della stabilità.
- b. Impianto autopilota.
- c. Impianto APC.

12-10. Il sistema di controllo armamento è composto dai seguenti impianti:

- a. Impianto radar.
- b. Impianto calcolatore d'armamento.
- c. Impianto collimatore ottico.
- d. Impianto di comando e lancio missili MRAAM.

12-11. SISTEMA DI RADIOCOMUNICAZIONE

12-12. GENERALITÀ. L'impianto di radiocomunicazione è composto dall'apparato radio UHF principale, dall'UHF di emergenza e dall'interfonico.

12-13. IMPIANTO UHF PRINCIPALE. L'impianto UHF AN/ARC-150 (V) 2/HQ permette la comunicazione a due vie su 7000 canali, entro una banda di frequenza compresa tra 225.0 e 339.975 MC. Venti canali, oltre il canale di guardia predisposto a 243.0 MC, sono preselezionati per permettere una rapida commutazione mediante il selettore di canali UHF. L'impianto radio AN/ARC-150 (V) 2/HQ è composto da un ricetrasmittitore, un quadretto di comando, relè di commutazione antenne UHF, un selettore d'antenna, un filtro passa basso per l'antenna superiore e un ripetitore canale/frequenza.

12-14. IMPIANTO UHF D'EMERGENZA. L'impianto radio UHF di emergenza permette la comunicazione su 5 canali (4+1 di guardia), preselezionati entro una banda di frequenza compresa tra 241 e 245 MC. La radio d'emergenza viene usata prevalentemente sul canale di guardia a 243.0 MC. L'impianto radio UHF d'emergenza è composto da un ricetrasmittitore, da un filtro passa basso e da un'antenna.

12-15. IMPIANTO INTERFONICO. L'interfonico riceve i segnali radio del TACAN, del calcolatore di armamento (AC), dell'UHF principale, del microfono pilota e del microfono esterno eventualmente collegato. Esso invia i segnali audio amplificati alla radio UHF principale, alla cuffia pilota ed alla cuffia esterna, se collegata. L'apparato interfonico è incorporato nel mounting dell'UHF principale AN/ARC-150 (V) 2/HQ.

12-16. SISTEMA DI NAVIGAZIONE

12-17. GENERALITÀ. Il sistema di navigazione è composto dagli impianti TACAN, HSI, AI, bussola

giromagnetica C-2G, navigatore inerziale LN39-A2, calcolatore dati aerometrici (ADC) e impianto GPS.

12-18. IMPIANTO TACAN. Il radiofaro TACAN (Tactical Air Navigation) a terra trasmette continuamente delle informazioni di identità e direzione, che vengono ricevute dall'apparato TACAN del velivolo. Al momento della ricezione di un segnale di direzione, il TACAN di bordo trasmette degli impulsi di interrogazione al radiofaro a terra e riceve da questo un'informazione di distanza. Il TACAN di bordo determina la rotta e la distanza rispetto al radiofaro e fornisce tali indicazioni all'indicatore HSI quando è selezionato il modo di navigazione TCN. Il TACAN invia pure segnali audio di identificazione all'interfonico. Il TACAN è costituito da un ricetrasmittitore, un quadretto di comando ed un'antenna TACAN.

12-19. INDICATORE HSI. L'indicatore HSI presenta al pilota le informazioni di navigazione ricevute dagli impianti TACAN o LN39-A2 a seconda del modo di navigazione selezionato. Esse sono: indicazione della prua magnetica del velivolo, della rotta, della distanza, della posizione del velivolo rispetto al radiofaro TACAN o a un punto di rotta selezionato e l'indicazione dell'angolo di deriva del velivolo. Tali indicazioni appaiono continuamente sull'indicatore che è situato al centro del cruscotto superiore e sono presenti in tutti i modi di navigazione IN, TCN e GPS. L'HSI riceve le informazioni di prua magnetica dall'impianto LN39-A2 in tutti i modi di navigazione, ma se si verifica un'avaria su tale impianto, selezionando il modo di navigazione TCN, l'indicazione di prua magnetica viene fornita dall'impianto bussola giromagnetica C-2G. L'HSI permette al pilota, tramite la manopola COURSE, di selezionare il desiderato angolo di rotta di avvicinamento al radiofaro TACAN e invia tale informazione all'impianto TACAN che a sua volta pilota l'indicazione di errore di rotta di avvicinamento, posta sull'HSI. Sull'HSI infine sono presenti due bandierine rosse di validità che, se in vista, indicano un'inaffidabilità dei dati di navigazione e dell'indicazione di prua magnetica o un'avaria nell'HSI stesso.

12-20. INDICATORE AI. L'indicatore di assetto del velivolo AI è posto al centro del cruscotto superiore e presenta al pilota le indicazioni degli angoli di rollio e di beccheggio del velivolo e l'indicazione della velocità di virata. Le informazioni di rollio e beccheggio sono fornite dall'impianto LN39-A2; l'indicazione di velocità di virata viene fornita da un giroscopio posto accanto alla pedaliera del velivolo e disposto con l'asse sensibile alle manovre di virata del velivolo. Sull'AI è presente una bandierina rossa di validità che, se in vista, indica un'inaffidabilità dei dati di assetto o un'avaria dell'indicatore stesso. Inoltre, sull'AI è presente un indicatore autocontenuto dell'angolo di sbandata del veicolo.

12-21. IMPIANTO BUSSOLA GIROMAGNETICA C-2G. La C-2G invia il segnale relativo alla prua magnetica all'indicatore HSI e all'impianto TACAN, solamente nel caso in cui si verifichi un'avaria nell'impianto inerziale LN39-A2 e sia selezionato il modo di

navigazione TCN. In condizioni normali di funzionamento, tale segnale è inviato dall'impianto LN39-A2. L'impianto C-2G è costituito da un quadretto di comando e da un gruppo amplificatore-giroscopio, che dà un segnale di prua magnetica stabilizzato.

12-22. IMPIANTO NAVIGAZIONE INERZIALE LN39-A2. L'LN39-A2 determina in ogni istante la posizione del velivolo in qualunque punto della terra esso si trovi, per scopi tattici e di navigazione. Inoltre, esso fornisce un riferimento verticale per determinare i dati di assetto, un riferimento di direzione per i dati di prua e determina la posizione del velivolo per calcolare la distanza e la rotta rispetto ad un punto di rotta selezionato. L'LN39-A2 invia informazioni all'indicatore HSI, all'indicatore di assetto AI, al calcolatore AFCS, al radar, al collimatore ottico e al calcolatore di armamento (AC). Quando è selezionato il modo di navigazione GPS, l'impianto LN39-A2 usa come sensore il GPS utilizzando le informazioni di posizione attuale del velivolo fornite dal GPS, per calcolare la rotta, la distanza e la posizione del velivolo rispetto ad un punto di rotta selezionato e presentarle sull'HSI. Però, anche durante questo modo di navigazione, l'LN39-A2 continua ad aggiornare i dati di posizione e assetto del velivolo e li invia al GPS, che li utilizza per facilitare l'aggancio sul satellite, nell'eventualità di perdita di agganciamento dovuto all'oscuramento dell'antenna GPS a causa delle manovre del velivolo.

12-23. L'impianto navigatore inerziale invia informazioni di prua magnetica e di distanza in miglia all'indicatore HSI per la presentazione visiva. Inoltre fornisce segnali di beccheggio e di rollio all'indicatore d'assetto AI. Il navigatore inerziale invia i segnali relativi agli angoli di beccheggio, di rollio, di prua e di accelerazione verticale al calcolatore AFCS. Tali segnali sono impiegati durante il funzionamento dell'autopilota per comandare il velivolo sugli assi trasversale e longitudinale (stabilizzatore ed alettoni). L'LN39-A2 invia pure dei segnali compensati di beccheggio e rollio al radar. Tali segnali vengono impiegati per la stabilizzazione dell'antenna e per la presentazione della linea dell'orizzonte artificiale sull'indicatore radar. I segnali di angolo di beccheggio e di rollio e velocità al suolo vengono anche inviati al calcolatore di armamento (AC) per il calcolo di lancio missili AIM-9L. La velocità al suolo viene anche inviata all'impianto ASAS (modulo TFCU) per il calcolo di lancio missili MRAAM. L'impianto navigatore inerziale invia inoltre i dati di rollio al collimatore ottico per la presentazione dei riferimenti di rollio sul reticolo. L'impianto LN39-A2 è composto dalla piattaforma inerziale (INU), da un supporto per l'INU, da un adattatore per l'installazione verticale, da un quadretto di comando denominato IN, da un adattatore e dal quadretto CDU, installato sul lato sinistro del cruscotto principale. La CDU serve per presentare al pilota i dati di posizione attuale, velocità al suolo, rotta, distanza, "tempo per andare" (time to go), angolo di prua e permette di selezionare la posizione iniziale del velivolo sulla quale viene effettuato l'allineamento del sistema ed il punto di destinazione della rotta.

12-24. IMPIANTO GPS. L'impianto GPS SP-1790 si integra nel sistema GPS NAVSTAR (Global Positioning System/Navigation System using Timing and Ranging). Il GPS NAVSTAR è un sistema di radionavigazione a copertura mondiale basato su una costellazione di satelliti in orbita intorno alla terra in grado di fornire le informazioni di posizione in tre dimensioni (altitudine, latitudine e longitudine), le velocità geodetiche (Nord, Est, verticale) ed il tempo con elevata precisione.

12-25. Per poter mantenere l'aggancio tra ricevitore GPS e satelliti è indispensabile mantenere sempre la linea ottica tra antenne e satelliti; questa condizione può interrompersi durante le manovre del velivolo. Per facilitare il riaggancio del GPS l'impianto LN39-A2 invia in continuazione al GPS i dati di posizione e assetto del velivolo.

12-26. L'impianto GPS si compone di un ricevitore, un quadretto CDU e un'antenna, installata sul dorso della fusoliera, sopra il comparto elettronico. La CDU serve per memorizzare i dati di inizializzazione del sistema e visualizzare i dati necessari per la navigazione.

12-27. IMPIANTO CALCOLATORE DATI AEROMETRICI (ADC). Il calcolatore dati aerometrici (ADC) riceve dei segnali elettrici e pneumatici dagli apparati ad esso associati e li converte in segnali di uscita, che invia ai vari impianti del sistema elettronico integrato di bordo. I segnali vengono impiegati per la navigazione, per il controllo del volo e per il comando dell'armamento.

12-28. L'ADC invia il segnale di altitudine barometrica all'LN39-A2. Invia segnali di pressione e sue funzioni, velocità effettiva, numero di Mach, angolo di incidenza e quota al calcolatore di armamento (AC) per il calcolo dei segnali di portata di lancio missili e punto di rottura attacco. Invia segnali di angolo di incidenza e altitudine al radar R21G-M1 per la stabilizzazione della scansione dell'antenna e per la derivazione delle coordinate di distanza effettiva al suolo. Infine invia segnali relativi alle funzioni del numero di Mach e della quota all'AFCS; questi segnali, sommati ad altri, vengono impiegati per il comando dello stabilizzatore e degli alettoni. L'ADC è costituito da un calcolatore, un tubo di Pitot, un trasduttore angolo di incidenza e da una sonda rivelatrice di temperatura.

12-29. RADAR ALTIMETRO. Il radar altimetro AN/APN-198(V) fornisce informazioni dettagliate sull'altitudine, non affette da condizioni atmosferiche o barometriche se essa è compresa tra 0 e 5000 feet. L'impianto incorpora un ricevitore/trasmittitore e due antenne poste sul portello d'accesso inferiore dell'abitacolo e un indicatore d'altezza, posto sul pannello strumentazione principale.

12-30. SISTEMA DI RICONOSCIMENTO

12-31. IMPIANTO IFF. L'impianto IFF AN/UPX-709 ha lo scopo di ricevere segnali di interroga-

zione, rivelarli, decodificarli e trasmettere, nel caso di informazioni effettuate correttamente, una risposta codificata inerente l'identità del velivolo (amico o nemico), la quota di volo, la missione e determinare situazioni di emergenza. L'impianto IFF è composto da un trasponditore, dal quadretto di comando IFF e da due antenne IFF.

12-32. CALCOLATORE PER ALTIMETRO CODIFICATO. Il calcolatore per altimetro codificato ha il compito di fornire all'impianto IFF i dati aerometrici necessari per realizzare la funzione IFF modo C (altitude reporting).

12-33. SISTEMA COMANDI DI VOLO

12-34. GENERALITÀ. Il sistema comandi di volo controlla il movimento degli alettoni, dello stabilizzatore e del timone di direzione del velivolo. È composto da tre impianti: aumento della stabilità, autopilota e APC.

12-35. IMPIANTO AUMENTO DELLA STABILITÀ. L'impianto aumento della stabilità agisce sulle superfici di comando in modo da stabilizzare il velivolo nei suoi tre assi: rollio, beccheggio e imbardata. Esso è sensibile alle variazioni della stabilità di volo del velivolo mediante tre giroscopi di velocità, che producono dei segnali elettrici proporzionali alla velocità di variazione dell'assetto del velivolo rispetto ai tre assi suddetti. Tali segnali vengono impiegati per correggere le variazioni di stabilità del velivolo, in quanto agiscono rispettivamente sugli alettoni, sullo stabilizzatore e sul timone di direzione, nel senso di correggere la variazione di assetto originale.

12-36. IMPIANTO AUTOPILOTA. L'autopilota comanda automaticamente il velivolo durante il volo, agendo sugli alettoni e sullo stabilizzatore. Esso riceve segnali dall'LN39-A2 (INU e adattatore), dall'ADC, oltre che dai suoi accessori dislocati sul velivolo. Questi segnali vengono elaborati nel calcolatore che, a sua volta, genera i segnali di rollio e di beccheggio per comandare gli alettoni e lo stabilizzatore. L'autopilota genera inoltre un segnale di correzione automatica che comanda l'azionatore del correttore assetto longitudinale, per correggere l'assetto del velivolo sull'asse longitudinale.

12-37. IMPIANTO APC. L'impianto APC ha lo scopo di prevenire le condizioni di stallo (Pitch-up) del velivolo. Tale funzione viene espletata fornendo al pilota un'indicazione di stallo ed al velivolo un segnale artificiale di stallo. L'APC rileva l'angolo di incidenza del velivolo e la variazione di velocità sull'asse di beccheggio. Quando il valore di questi parametri supera quello stabilito, il pilota viene avvisato dallo scuotimento della barra di comando. Se, a questo punto, il pilota stesso non intraprende un'azione correttiva, l'APC comanda lo stabilizzatore a picchiare.

12-38. SISTEMA DI CONTROLLO ARMAMENTO

12-39. GENERALITÀ. Il sistema di controllo armamento, asservito all'impianto di navigazione, permette la rivelazione, l'inseguimento e l'attacco di un bersaglio. Esso è composto da un radar, un collimatore ottico, un calcolatore di armamento AC, un sistema di controllo missili MRAAM.

12-40. IMPIANTO RADAR. Il radar è un apparato di puntamento e di ricerca che può funzionare con qualunque condizione meteorologica. Funziona in congiunzione con l'LN39-A2, l'ADC, il calcolatore di armamento (AC), il collimatore ottico e l'impianto di controllo missili MRAAM. Il radar espleta le seguenti funzioni: ricerca, rivela ed insegue il bersaglio con qualunque condizione di visibilità, presenta le informazioni di puntamento per l'intercettazione del bersaglio e la determinazione del momento di sparo dell'arma selezionata in modo da ottenere le maggiori probabilità di successo; durante il volo a bassa quota presenta le caratteristiche dei rilievi, come assistenza alla navigazione.

12-41. CALCOLATORE DI ARMAMENTO. Il calcolatore di armamento (AC) determina il momento di lancio dei missili AIM9-L e il punto di interruzione d'attacco. Questo apparato è intercollegato col radar, l'ADC, il collimatore ottico, l'interfono e i missili AIM9-L e determina i limiti di lancio entro i quali il missile può essere lanciato con efficacia sul bersaglio. Esso riceve segnali di distanza e posizione angolare del bersaglio provenienti dal radar e di pressione provenienti dall'ADC, per il calcolo delle portate massima e minima e del punto di interruzione attacco. A sua volta invia al collimatore ottico le portate missili massima e minima e l'angolo di puntamento dell'antenna: invia inoltre al pilota, tramite l'interfono, un avviso acustico dell'agganciamento del missile sul bersaglio, delle condizioni di portata e del punto di interruzione attacco.

12-42. IMPIANTO COLLIMATORE OTTICO. Il collimatore ottico, asservito dal calcolatore di armamento (AC) fornisce al pilota i riferimenti di distanza e di mira di un bersaglio ottico. Esso fornisce una presentazione che permette di centrare il bersaglio selezionato nella direzione di inseguimento. Il collimatore riceve segnali di rollio dall'LN39-A2, segnali di azimut e di elevazione dal radar, nonché segnali di distanza dal calcolatore di armamento. Questi segnali vengono impiegati per il posizionamento del reticolo del collimatore.

12-43. IMPIANTO DI COMANDO E LANCIO MISSILI MRAAM. L'impianto di comando e lancio missili MRAAM effettua, in congiunzione con l'impianto radar, il controllo dei missili MRAAM. L'impianto produce dei segnali CW a radio frequenza che sono inviati al circuito dell'antenna radar e da questa trasmessi nello spazio. L'energia trasmessa e quella riflessa dal bersaglio sono impiegate dal missile per il controllo della guida. I dati di intercettazione del bersaglio cal-

colati dall'impianto sono inviati all'indicatore radar e sono presentati come soluzione del problema di attacco. L'impianto di comando e lancio missili MRAAM riceve dall'ADC i segnali di angolo di inci-

denza, quota e velocità effettiva e dall'impianto radar i vari segnali necessari per il calcolo dei dati di intercettazione.

INDICE ALFABETICO

A	Pag.		Pag.
Accessibilità	1-5		
Accesso ai componenti	1-5		
Accesso all'abitacolo	1-9		
Alimentazione elettrica esterna	1-27		
Alimentazione idraulica esterna	1-30		
Antenne	12-1		
Applicazioni della coppia di serraggio	1-33		
Aria esterna di raffreddamento	1-30		
Aumento stabilità	9-3		
C			
Calcolatore di armamento (AC)	12-9		
Calcolatore per altimetro codificato	12-9		
Caratteristiche dell'impianto idraulico	4-5		
Carrello anteriore	8-4		
Carrello di atterramento	8-1		
Carrello principale	8-1		
Chiavi torsionometriche	1-34		
Circuito comando palette ad incidenza variabile	6-25		
Circuito combustibile postbruciatore	6-20		
Circuito combustibile principale	6-17		
Circuito di alimentazione olio di lubrificazione	6-25		
Circuito di pressurizzazione	6-28		
Circuito di ricupero olio	6-25		
Collegamenti di massa	1-36		
Metodi di collegamento a massa	1-36		
Verifica del collegamento a massa	1-39		
Collegamento a massa del velivolo	1-13		
Collegamento meccanico segnale manetta	6-30		
Comandi di volo	9-1		
Complessivo involucro anteriore condotto di scarico e postbruciatore	6-7		
Condensazione del vapore d'acqua	1-32		
Condotto di scarico	6-7		
Convertitore ossigeno	3-5		
Convogliatore distributore turbina	6-5		
Cuscinetti e tenute principali turbogetto	6-9		
Cuscinetto N. 1	6-9		
Cuscinetto N. 2	6-9		
Cuscinetto N. 3	6-9		
D			
Descrizione del turbogetto	6-1		
Dimensioni	1-5		
Ali	1-5		
Stabilizzatore	1-5		
Superfici totali	1-5		
Disposizione dei comandi nell'abitacolo	1-13		
Distributore 1° stadio turbina	6-5		
F			
Fattori di conversione fra misure anglosassoni e metriche	1-39		
Filtri antidisturbi radio	12-1		
Frenature	1-34		
Funzionamento a terra	1-27		
Funzionamento del carrello	8-4		
Abbassamento del carrello	8-4		
Retrazione del carrello	8-4		
Funzionamento del tettuccio	1-9		
Funzionamento di emergenza del tettuccio	1-9		
Funzionamento normale del tettuccio	1-9		
Funzionamento turbogetto	6-10		
G			
Ganci di bloccaggio in alto ipersostentatori bordo entrata	9-6		
Gancio di arresto	3-7		
Gruppo comando accessori	6-9		
Gruppo compressore	6-1		
Gruppo condotto di scarico	6-7		
Gruppo di combustione	6-5		
Gruppo di risposta emergenza posizione ugello	6-30		
Gruppo di risposta posizione palette ad incidenza variabile	6-30		
Gruppo di risposta posizione ugello	6-30		
Gruppo manetta di comando turbogetto	6-17		
Gruppo motopropulsore	6-1		
Gruppo turbina	6-5		
I			
Identificazione delle tubazioni	1-36		
Impianti comandi di volo principali	9-1		
Alimentazione idraulica dei comandi di volo principali	9-2		
Impianti di controllo turbogetto	6-12		
Collegamenti fra turbogetto e relativi impianti di controllo	6-12		
Impianti vari	3-1		
Impianto alimentazione combustibile	7-4		
Impianto alimentazione elettrica ed illuminazione	11-1		
Impianto antighiaccio	6-28		
Impianto APC	12-9		
Impianto aria in pressione, condizionamento e pressurizzazione	5-1		
Impianto aumento della stabilità	12-9		
Impianto autopilota	9-3, 12-9		

	Pag.		Pag.
Impianto avviso avaria elettropompe combustibile	7-5	Interruttori selettori ENGINE START	6-15
Impianto avviso minimo livello combustibile	7-5	Involucro esterno del gruppo di combustione	6-5
Impianto bussola giromagnetica C-2G	12-7	Involucro interno del gruppo di combustione	6-5
Impianto calcolatore dati aerometrici (ADC)	12-8	Involucro turbina	6-6
Impianto collimatore ottico	12-9	Ipersostentatori del bordo di entrata	9-6
Impianto comando apertura sportello turbina ad aria dinamica	3-7	Ipersostentatori del bordo di uscita	9-6
Impianto combustibile	7-1	L	
Impianto controllo strato limite	9-10	Lubrificazione	2-3
Impianto correttore di assetto	9-3	Luci di atterramento e rullaggio	11-1
Impianto di accensione	6-19	Luci di formazione e navigazione	11-4
Impianto di avviamento e accensione turbogetto	6-15	Luci diffuse, portatili e temporali in abitacolo	11-4
Impianto di avviamento turbogetto	6-15	Luci strumenti e scritte pannelli laterali	11-4
Impianto di avviso e indicazione posizione carrello di atterramento	8-6	M	
Impianto di comando e lancio missili MRAAM	12-9	Misura della chiave torsionometrica	1-34
Impianto di comando ugello a sezione variabile	6-21	O	
Impianto di controllo automatico assetto longitudinale (APC)	9-3	Operazioni a terra, manutenzione e lubrificazione	2-1
Impianto di controllo automatico delle superfici di volo	9-2	P	
Impianto di decelerazione	3-7	Pannello di comando ossigeno	3-7
Gancio di arresto	3-7	Paracadute freno	3-7
Paracadute freno	3-7	Posizione STOP START dell'interruttore selettore ENGINE START	6-17
Impianto di emergenza chiusura ugello	6-22	Precauzioni a terra	1-13
Impianto di lubrificazione e di ricupero	6-25	Protezione del rostro per barriera d'arresto	1-13
Impianto freni aerodinamici	9-10	Protezioni del B.U. e B.E. alari	1-13
Impianto GPS	12-8	Spine di sicurezza e bloccaggi al suolo	1-13
Impianto idraulico	4-1	Superfici mobili	1-13
Impianto IFF	12-8	Zone di pericolo durante il funzionamento del turbogetto	1-13
Impianto indicazione portata combustibile	7-5	Zone sulle quali non è permesso salire	1-13
Impianto indicazione quantità combustibile	7-5	Prese aria	6-12
Impianto interfonico	12-7	Prese standardizzate	1-13
Impianto ipersostentatori alari	9-6	Prolunghe	1-34
Impianto navigazione inerziale LN39-A2	12-8	R	
Impianto ossigeno	3-5	Radar altimetro	12-8
Impianto pressurizzazione serbatoi interni combustibile	7-4	Raffreddamento a terra degli apparati radar di prua	1-32
Impianto radar	12-9	Raffreddamento a terra del comparto elettronico	1-32
Impianto seggiolino eiettabile	3-3	Raffreddamento e pressurizzazione degli apparati elettronici	12-1
Impianto ossigeno d'emergenza	3-5	Registrazione dei cavi e frenatura dei tenditori	1-36
Pacco di sopravvivenza	3-5	Regolatore diluitore ossigeno a domanda	3-7
Impianto sfiato combustibile	7-4	Rifornimento	2-1
Impianto TACAN	12-7	Ammortizzatore a liquido carrello principale	2-3
Impianto travaso combustibile	7-5	Ammortizzatore carrello anteriore	2-3
Impianto UHF (principale e di emergenza)	12-7	Bollitore dell'acqua	2-3
Impiego dei velivoli a valori estremi di temperatura	1-32	Gancio d'arresto	2-3
Incastellatura anteriore compressore	6-1	Gruppo di condizionamento	2-3
Incastellatura posteriore compressore	6-5	Impianto combustibile (gravità)	2-1
Incastellatura turbina	6-6		
Indicatore AI	12-7		
Indicatore HSI	12-7		
Indicatore quantità ossigeno	3-7		
Indicatori posizione ipersostentatori	9-6		
Informazioni generali sull'impianto combustibile	7-1		
Informazioni generali sul velivolo	1-1		
Interruttori automatici	1-27		

	Pag.		Pag.
Impianto combustibile (punto centralizzato)	2-1	Sistema di riconoscimento	12-8
Impianto olio di lubrificazione turbogetto	2-2	Sistema comandi di volo	12-9
Impianto ossigeno	2-3	Sistemi elettronici di bordo	12-1
Serbatoio idraulico	2-2	Sistemi elettronici integrati	12-1
Rifornimento a punto centralizzato	7-5	Statore compressore	6-1
Rifornimento normale (a gravità)	7-5	Strumenti (gruppi di)	10-1
Rotore del compressore	6-5	Strumenti combustibile	10-1
Rotore turbina e relative tenute aria	6-6	Strumenti di navigazione	10-1
		Strumenti di volo	10-1
		Strumenti idraulici	10-1
		Strumenti turbogetto	10-1
		Strumenti vari	10-1
		Superfici di governo principali	9-1
		T	
		Tettuccio e parabrezza	3-1
		Trascinamento del turbogetto	6-15
		Tubi fiamma	6-5
		V	
		Valori di coppia di serraggio	1-32
		Valori speciali di coppia di serraggio	1-32
		Valori standard di coppia di serraggio	1-32

S

Scatola ingranaggi anteriore	6-9
Scatola ingranaggi intermedia	6-10
Scatola ingranaggi posteriore	6-10
Segnali a mano	1-27
Serbatoi esterni combustibile	7-4
Serbatoi interni combustibile	7-1
Simboli elettrici	1-39
Sistema di collegamento meccanico organi di regolazione	6-30
Sistema di controllo armamento	12-9
Sistema di navigazione	12-7
Sistema di radiocomunicazione	12-7