

MANUALE TECNICO

ISTRUZIONI PER LA MANUTENZIONE

ARMAMENTO
ED IMPIANTI ELETTRONICI
DI ARMAMENTO

VELIVOLO F104S/ASAM

ALENIA (A0019)

MANUALE TECNICO

ISTRUZIONI PER LA MANUTENZIONE

ARMAMENTO
ED IMPIANTI ELETTRONICI
DI ARMAMENTO

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 144 pagine come sottospecificato:

Pagina N.	Revisione (*)	Pagina N.	Revisione (*)	Pagina N.	Revisione (*)
Frontespizio	0	da 6-1 a 6-25	0		
A	0	6-26	bianca		
da i a vii	0	7-1	0		
viii	bianca	7-2	bianca		
1-1	0	da 8-1 a 8-15	0		
1-2	bianca	8-16	bianca		
da 2-1 a 2-32	0	da 9-1 a 9-11	0		
da 3-1 a 3-3	0	9-12	bianca		
3-4	bianca	10-1	0		
4-1	0	10-2	bianca		
4-2	bianca	Indice 1 e 2	0		
da 5-1 a 5-33	0				
5-34	bianca				

(*) 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.

ARMAMENTO ED IMPIANTI ELETTRONICI DI ARMAMENTO

INDICE GENERALE

Sezione	Pagina
	Indice delle figure ii
	Indice delle tabelle iv
	INTRODUZIONE v
I	INFORMAZIONI GENERALI SUL VELIVOLO 1-1
II	INFORMAZIONI GENERALI SULL'ARMAMENTO 2-1
III	SISTEMA DI PUNTAMENTO E CONTROLLO ARMAMENTO - INFORMAZIONI GENERALI 3-1
IV	SISTEMA DI PUNTAMENTO E CONTROLLO ARMAMENTO - RADAR 4-1
V	SISTEMA DI PUNTAMENTO E CONTROLLO ARMAMENTO ... 5-1
VI	IMPIANTO DI LANCIO MISSILI AIM-9L 6-1
VII	SISTEMA DI CONTROLLO E LANCIO MISSILI MRAAM 7-1
VIII	IMPIANTO DI ESPULSIONE CARICHI ESTERNI 8-1
IX	COLLIMAZIONE 9-1
X	IMPIANTO DI PRESSURIZZAZIONE APPARATI RADAR DI PRUA 10-1
	Indice alfabetico Indice 1

INDICE DELLE FIGURE

Fig.	Pag.	Fig.	Pag.
2-1	2-2	5-12	5-16
2-2	2-4	5-13	5-18
2-3	2-5	5-14	5-19
2-4	2-6	5-15	5-20
2-5	2-7	5-16	5-22
2-6	2-9	5-17	5-26
2-7	2-15	5-18	5-27
2-8	2-17	5-19	5-28
2-9	2-18	5-20	5-30
2-10	2-20	5-21	5-31
2-11	2-23	6-1	6-2
2-12	2-24	6-2	6-5
2-13	2-28	6-3	6-6
3-1	3-2	6-4	6-8
5-1	5-2	6-5	6-9
5-2	5-4	6-6	6-10
5-3	5-5	6-7	6-11
5-4	5-7	6-8	6-12
5-5	5-8	6-9	6-14
5-6	5-10	6-10	6-15
5-7	5-11	6-11	6-20
5-8	5-12	6-12	6-21
5-9	5-13	6-13	6-22
5-10	5-14	6-14	6-23
5-11	5-15	6-15	6-24
		6-16	6-25
		8-1	8-2

Fig.		Pag.	Fig.		Pag.
8-2	Componenti di espulsione carichi su travetti BL75 e su estremità alari	8-5	9-1	Collimazione	9-3
8-3	Componenti di espulsione missili AIM-9L - Lanciamissile su travetto BL104	8-7	9-2	Localizzazione degli interruttori automatici	9-5
8-4	Componenti di espulsione missili MRAAM - Lanciamissile su travetto BL104	8-8	9-3	Attrezzo per la collimazione dell'antenna radar	9-7
8-5	Cartucce di espulsione	8-10	9-4	Disposizione dei tabelloni per la collimazione dell'antenna radar	9-8
8-6	Schema impianto di espulsione carichi esterni	8-11	9-5	Esempi di valutazione delle letture sui tabelloni di collimazione dell'antenna radar	9-9
8-7	Comandi funzionali dell'impianto di espulsione carichi esterni	8-14	9-6	Regolazione per la collimazione dell'antenna radar	9-10

INDICE DELLE TABELLE

Tab.		Pag.	Tab.		Pag.
2-1	Dislocazione degli interruttori automatici e fonti di energia	2-21	8-1	Cartucce impiegate per l'espulsione dei carichi esterni	8-9
5-1	Modi di funzionamento	5-3	9-1	Attrezzatura per la collimazione	9-1
5-2	Componenti dell'impianto collimatore ottico	5-6			

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 contenuti in questa pubblicazione relativi al Missile AIM-9L ed all'impianto velivolo ad esso riconducibile, sono da ritenersi applicabili anche ai missili AIM-9L e AIM-9L/I-I.

- Vedi Suppl.operat.

AER.1F-104S/ASAM-2-12-01

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	

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.		

SEZIONE I

INFORMAZIONI GENERALI SUL VELIVOLO

Per le informazioni generali sul velivolo comprendenti la 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, tabella di conversione dalle misure anglosassoni alle misure metriche ecc., fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-1.

SEZIONE II

INFORMAZIONI GENERALI SULL'ARMAMENTO

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	2-1
Descrizione generale	2-1
Strutturazione del manuale	2-3
Sistema elettronico integrato	2-8
Schema a blocchi di interconnessione apparati elettronici	2-14
Sistema di controllo umidità e raffreddamento	2-14
Contenitori apparati	2-19
Lampade spia inserimento connettori degli apparati elettronici	2-19
Alimentazione elettrica	2-21
Dati sui collegamenti elettrici	2-21
PROVE FUNZIONALI	2-21
Generalità	2-21
Apparati di prova ed attrezzi speciali	2-21
Ripristino del velivolo nella configurazione di volo	2-21
ELIMINAZIONE DIFETTI	2-21
Procedure generali per l'eliminazione difetti	2-21
MANUTENZIONE	2-25
Generalità	2-25
Precauzioni da osservare durante la manutenzione dell'impianto armamento	2-25
Incastellatura del comparto elettronico	2-27
Maneggio degli apparati elettronici	2-29
Rimozione ed installazione degli apparati elettronici	2-29
Regolazione delle maniglie dei contenitori degli apparati elettronici	2-30
Scatola di giunzione del comparto elettronico	2-30
Prove di continuità e di cortocircuito	2-30
Collegamento a massa	2-31
Pulizia	2-31
Lubrificazione	2-31
Condizioni ambientali	2-31
Ispezioni a vista	2-31
Antenne	2-32
Supporti antivibranti	2-32
Procedure di caricamento e scaricamento delle munizioni convenzionali	2-32

DESCRIZIONE

2-1. DESCRIZIONE GENERALE

2-2. GENERALITÀ (vedere fig. 2-1). L'impianto armamento ha lo scopo di consentire l'impiego operativo del velivolo in missioni di intercettazione contro bersagli aerei. Il velivolo ha la possibilità di impiegare il seguente armamento:

- a. Missili AIM-7E (SPARROW).
- b. Missili ASPIDE.
- c. Missili AIM-9L (SIDEWINDER).

Per il puntamento ed il controllo dell'armamento è impiegato un sistema integrato che comprende:

- a. Un impianto radar NASARR (operante con il calcolatore TIC).
- b. Un collimatore ottico.
- c. Il calcolatore di armamento (AC).
- d. Un sistema di controllo e lancio missili AIM-7E ed ASPIDE (ASAS).

Nota

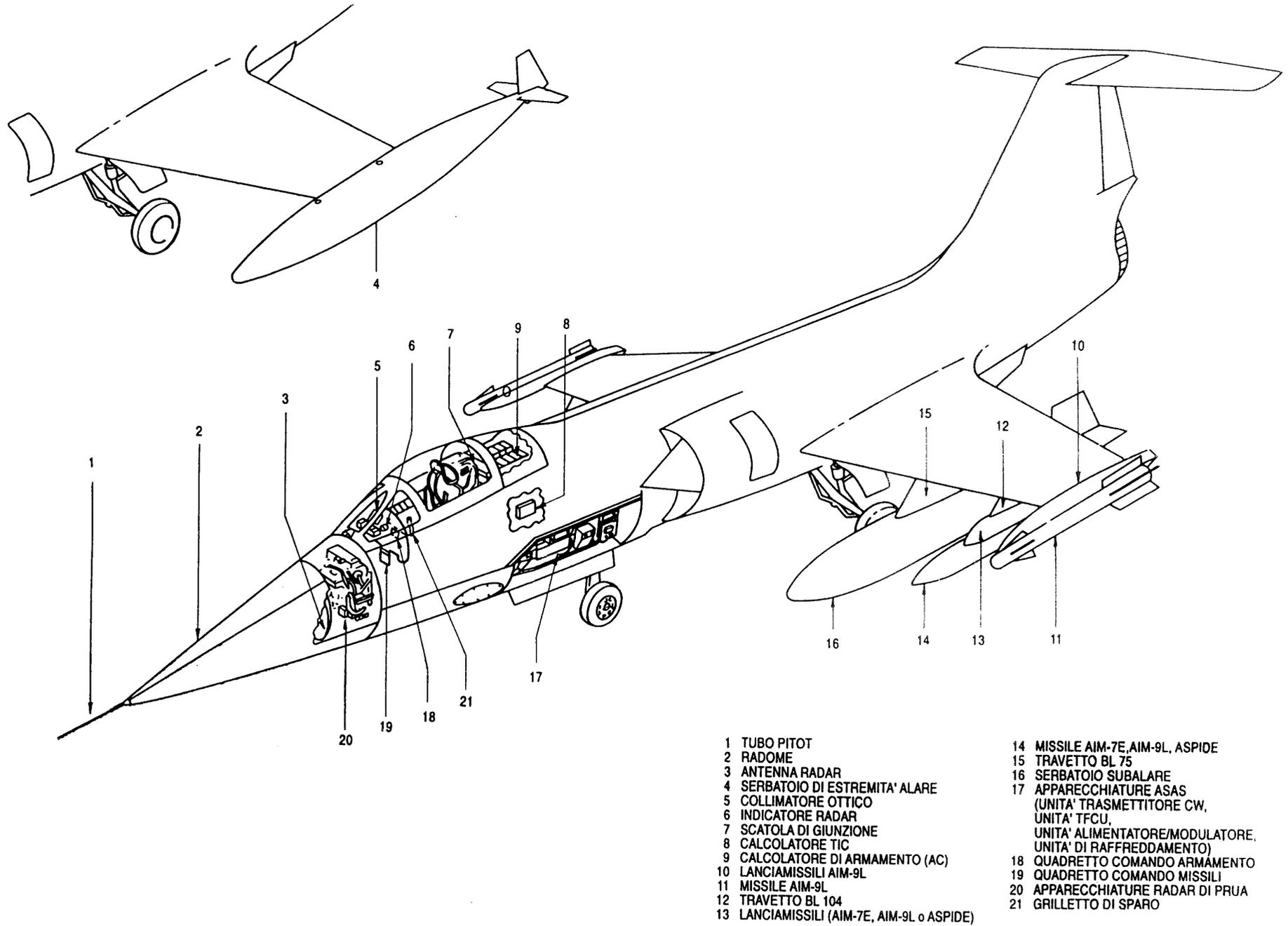
In questo manuale con i termini missili MRAAM si intendono i seguenti missili:

- AIM-7E (SPARROW).
- ASPIDE.

2-3. SISTEMA DI CONTROLLO ARMAMENTO. 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, un sistema di controllo missili MRAAM.

2-4. Il radar è un apparato di puntamento e di ricerca che può funzionare con qualunque condizione meteorologica. Il radar funziona in congiunzione con il navigatore inerziale LN39-A2, l'ADC, il calcolatore di armamento (AC), il collimatore ottico ed il sistema di controllo missili MRAAM. Il radar esplica le seguenti funzioni: ricerca, rivela ed insegue il bersaglio con qualunque condizione di visibilità, presenta le informazioni di puntamento per l'acquisizione del bersaglio, determina il momento di lancio del missile in modo da ottenere le maggiori probabilità di successo; durante il volo a bassa quota presenta le caratteristiche dei rilievi come assistenza alla navigazione. Il radar comprende un gruppo di apparecchiature disposte nella prua del velivolo entro il radome, i comandi e l'indicatore radar posti in abitacolo e le apparecchiature elettroniche disposte nel comparto elettronico.

2-5. Il collimatore ottico, asservito al calcolatore di armamento (AC) fornisce al pilota i riferimenti di distanza e di mira per un bersaglio visibile. Il collimatore ottico fornisce una presentazione che permette di centrare il bersaglio selezionato nella direzione di inseguimento. Il collimatore ottico comprende un tubo a raggi catodici (HUD) e i relativi comandi disposti in abitacolo.



- | | | | |
|----|---|----|---|
| 1 | TUBO PITOT | 14 | MISSILE AIM-7E, AIM-9L, ASPIDE |
| 2 | RADOME | 15 | TRAVETTO BL 75 |
| 3 | ANTENNA RADAR | 16 | SERBATOIO SUBALARE |
| 4 | SERBATOIO DI ESTREMITA' ALARE | 17 | APPARECCHIATURE ASAS
(UNITA' TRASMETTITORE CW,
UNITA' TFCU,
UNITA' ALIMENTATORE/MODULATORE,
UNITA' DI RAFFREDDAMENTO) |
| 5 | COLLIMATORE OTTICO | 18 | QUADRETTO COMANDO ARMAMENTO |
| 6 | INDICATORE RADAR | 19 | QUADRETTO COMANDO MISSILI |
| 7 | SCATOLA DI GIUNZIONE | 20 | APPARECCHIATURE RADAR DI PRUA |
| 8 | CALCOLATORE TIC | 21 | GRILLETTO DI SPARO |
| 9 | CALCOLATORE DI ARMAMENTO (AC) | | |
| 10 | LANCIAMISSILI AIM-9L | | |
| 11 | MISSILE AIM-9L | | |
| 12 | TRAVETTO BL 104 | | |
| 13 | LANCIAMISSILI (AIM-7E, AIM-9L o ASPIDE) | | |

Fig. 2-1. Dislocazione generale impianto armamento.

2-6. L'impianto **calcolatore di armamento (AC)**, intercollegato al radar, all'ADC, al collimatore ottico ed all'interfonico, è impiegato per determinare i limiti operativi del missile AIM-9L e per un corretto ed efficace lancio dello stesso.

2-7. L'impianto di comando e lancio missili MRAAM effettua in congiunzione con il sistema radar il controllo dei missili MRAAM. L'impianto produce dei segnali in CW a frequenza radar che sono inviati al circuito di antenna del sistema radar NASARR e da questa trasmessi nello spazio. L'energia trasmessa e quella riflessa dal bersaglio sono impiegati dal missile per il controllo della guida. I dati di intercettazione del bersaglio calcolati dall'impianto sono inviati all'indicatore radar e sono presentati come soluzione del problema di attacco. L'impianto comprende un trasmettitore CW, un modulatore/alimentatore a bassa tensione, un gruppo di raffreddamento e l'unità TFCU posti nel vano apparecchiature missili MRAAM, ed il calcolatore per missili posto nel comparto elettronico.

2-8. **POSTAZIONI PER CARICHI ESTERNI.** I carichi esterni del velivolo possono essere installati sulle seguenti postazioni:

- a. Estremità di ciascuna semiala.
- b. Travetti subalari posti alla BL75 di ciascuna semiala.
- c. Travetti subalari posti alla BL104 di ciascuna semiala.

Le possibilità di installazione dei vari carichi esterni sulle postazioni relative sono illustrate nella fig. 2-2.

2-9. **IMPIANTO LANCIO MISSILI.** Sul velivolo possono essere installati, dipendentemente dalle missioni, quattro missili AIM-9L (SIDEWINDER), due missili AIM-7E (SPARROW), oppure due missili ASPIDE.

2-10. **MISSILI AIM-9L.** Il missile AIM-9L è un missile aria-aria con sistema di guida passivo a raggi infrarossi. Esso viene guidato mediante l'energia dei raggi infrarossi irradiata dalle parti calde del bersaglio. I lanciamissili possono essere installati mediante appositi adattatori, sia sulle estremità alari che sui travetti BL104. Il velivolo non può portare più di quattro missili AIM-9L. I missili AIM-9L possono operare sia in modo BORESIGHT, sia in modo SLAVE. In modo SLAVE, i missili sono asserviti al radar, del quale sfruttano le informazioni di puntamento per raggiungere l'agganciamento del bersaglio. Esiste inoltre la funzione SCAN, in cui la testa del seeker viene fatta ruotare per ampliare il campo di ricerca del bersaglio. Il modo SLAVE non è operativo in caso di guasto dell'AC; in questo caso viene selezionato automaticamente il modo BORESIGHT. Per la selezione e il lancio dei missili l'impianto impiega vari comandi di armamento in abitacolo.

2-11. **MISSILI AIM-7E.** Il missile AIM-7E (SPARROW) è un missile aria-aria che impiega una testa di guida semiattiva ad onda continua e un gruppo autopila-

lota per il comando e la stabilizzazione del missile lungo una rotta di navigazione proporzionale. I missili AIM-7E vengono installati sui travetti BL104 tramite appositi lanciamissili. Per il controllo e il lancio dei missili l'impianto impiega vari comandi nell'abitacolo unitamente alle apparecchiature ausiliarie ASAS.

2-12. **MISSILI ASPIDE.** Il missile ASPIDE è un missile aria-aria che impiega una testa di guida semiattiva ad onda continua e un gruppo autopilota per il comando e la stabilizzazione del missile lungo una rotta di navigazione proporzionale. I missili ASPIDE vengono installati sui travetti BL104 tramite appositi lanciamissili, in alternativa ai missili AIM-7E; il riconoscimento dei missili installati viene effettuato automaticamente dal sistema. Per il controllo e il lancio dei missili l'impianto impiega vari comandi nell'abitacolo unitamente alle apparecchiature ausiliarie ASAS. I missili ASPIDE consentono l'attivazione e la disattivazione automatica del sistema di armamento del motore a razzo (TELEARMING).

2-13. **APPARECCHIATURE DEL COMPARTO ELETTRONICO.** La maggior parte dei componenti elettronici è posta entro contenitori installati nel comparto elettronico. Ciascun contenitore reca una maniglia a T che permette una rapida rimozione ed installazione dell'apparato ed inoltre il blocco dell'apparato stesso nella incastellatura. Tutti i connettori elettrici (fatta eccezione per i connettori di prova) impiegati per intercollegare i contenitori con i loro impianti sono disposti nella parte inferiore dei contenitori.

2-14. **INTEGRAZIONE DEGLI APPARATI ELETTRONICI.** Il sistema di controllo armamento funziona in congiunzione con l'impianto di navigazione, il calcolatore dati aerometrici e l'amplificatore interfonico.

2-15. **COMANDI.** I vari comandi dell'impianto armamento sono illustrati nelle figg. 2-3, 2-4, 2-5.

2-16. STRUTTURAZIONE DEL MANUALE

2-17. Il presente manuale, che ricopre l'impianto armamento, è diviso in 10 Sezioni; esse sono:

- La Sezione III comprende le informazioni generali sul sistema di puntamento e controllo armamento.
- La Sezione IV comprende l'impianto radar.
- La Sezione V comprende il collimatore ottico e il calcolatore di armamento (AC).
- La Sezione VI comprende il sistema di controllo e lancio missili MRAAM.
- La Sezione VII comprende l'impianto di lancio missili AIM-9L.
- La Sezione VIII comprende l'impianto di espulsione carichi esterni.
- La Sezione IX comprende la collimazione.
- La Sezione X comprende l'impianto di pressurizzazione apparati radar di prua.

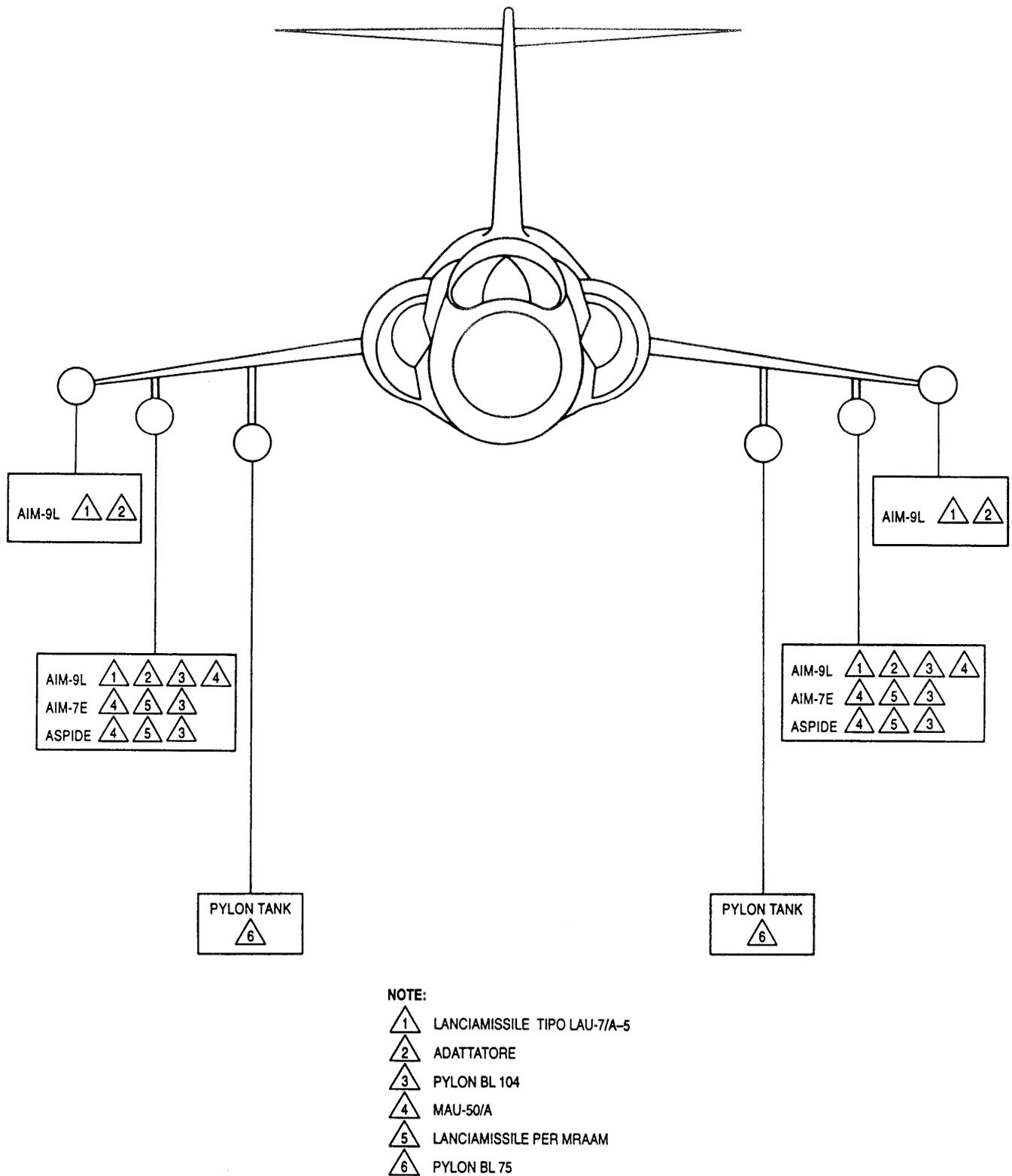


Fig. 2-2. Possibilità di munizionamento.

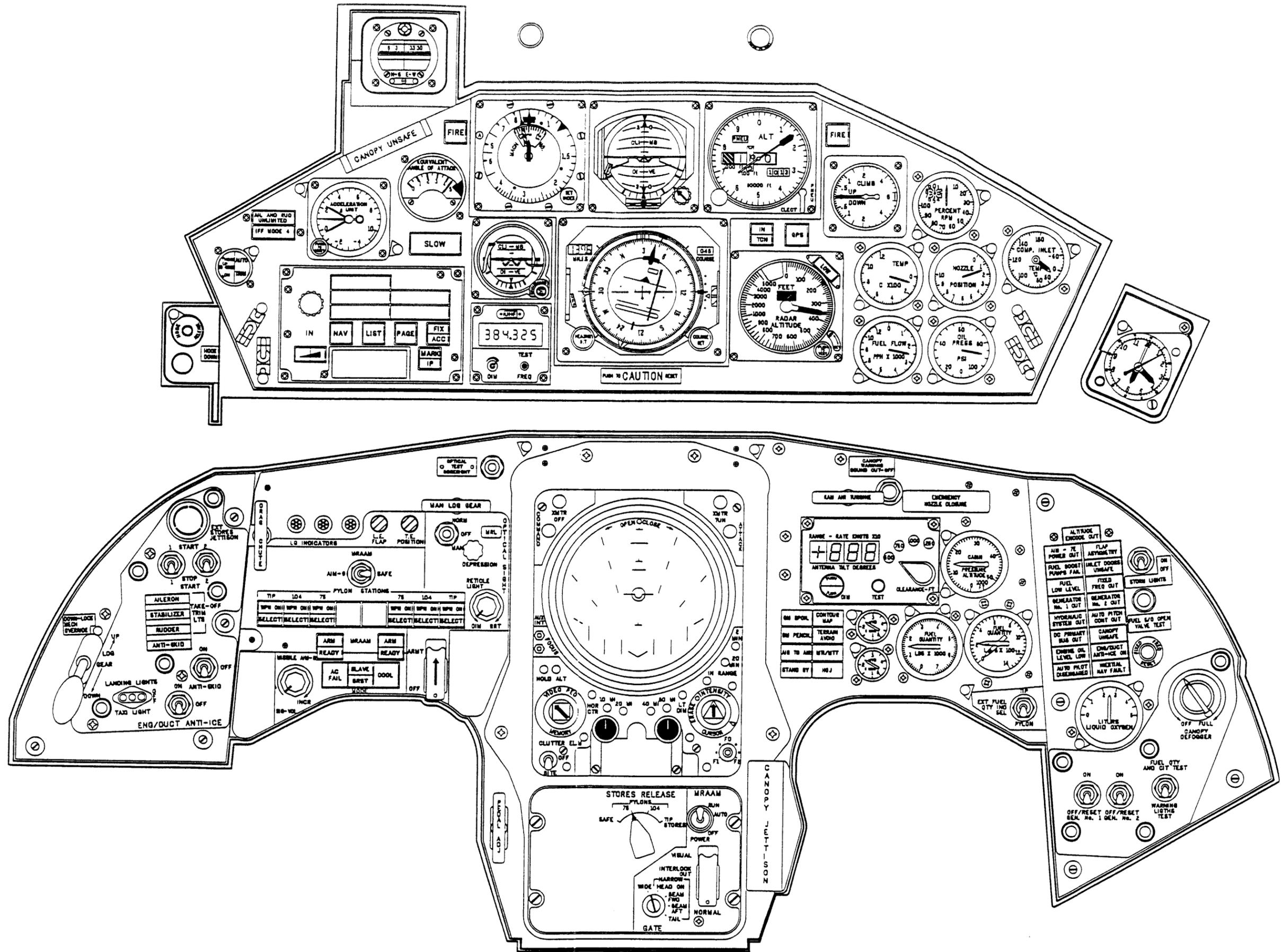


Fig. 2-3. Comandi e componenti impianto armamento - Cruscotto.

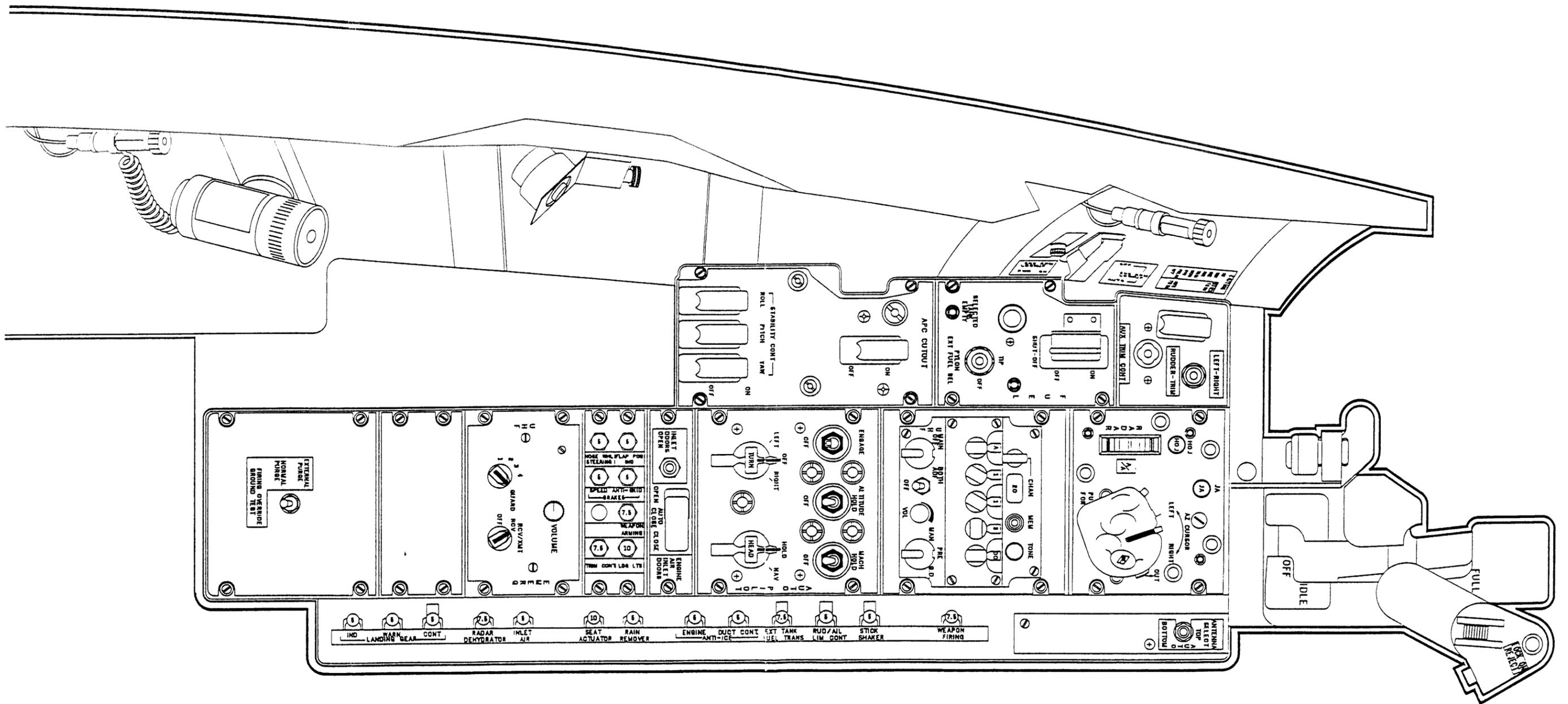


Fig. 2-4. Comandi e componenti impianto armamento - Pannello laterale sinistro.

2-18. SISTEMA ELETTRONICO INTEGRATO

2-19. GENERALITÀ. Il sistema elettronico integrato è composto da cinque sistemi elettronici interconnessi fra di loro (vedere fig. 2-6). Essi sono:

- Sistema di puntamento e controllo armamento
- Sistema di comunicazione.
- Sistema di navigazione.
- Sistema di identificazione
- Sistema comandi di volo.

La maggior parte dei componenti elettronici che fanno parte del sistema elettronico integrato sono installati nel comparto elettronico, tuttavia alcuni componenti sono dislocati nell'abitacolo nella sezione di prua ed in altre parti del velivolo. Per la dislocazione degli apparati dell'impianto di puntamento e controllo armamento vedere fig. 2-1. Per la dislocazione degli apparati dell'impianto dei comandi di volo fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-8, e per la dislocazione degli apparati dell'impianto radiocomunicazioni, navigazione ed identificazione fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11. I paragrafi da 2-20 a 2-58 forniscono una breve descrizione degli apparati facenti parte del sistema elettronico integrato.

2-20. SISTEMA DI PUNTAMENTO E DI CONTROLLO ARMAMENTO.

2-21. Il sistema integrato di puntamento e controllo armamento comprende il radar, il collimatore ottico, il calcolatore di armamento (AC) e l'impianto di controllo missili MRAAM, che funzionano in congiunzione con gli impianti calcolatore dati aerometrici (ADC) e navigatore inerziale (LN39-A2). Il sistema di puntamento e controllo armamento fornisce le seguenti funzioni:

- a. Ricerca ed inseguimento automatico radar del bersaglio.
- b. Presentazione sullo schermo radar dei riferimenti necessari per un corretto lancio e per la guida dei missili MRAAM.
- c. Presentazione sullo schermo radar e sul collimatore dei riferimenti per un corretto lancio dei missili AIM-9L.
- d. Presentazione planigrafica del terreno per la navigazione (G/M).
- e. Presentazione isoipsica del terreno per la navigazione (C/M).
- f. Presentazione degli ostacoli per volo a bassa quota (T/A).

2-22. IMPIANTO RADAR (R21G/M1). Il radar è un apparato di puntamento e di ricerca che può funzionare con qualunque condizione meteorologica. Funziona in congiunzione con LN39-A2, l'ADC, il calcolatore di armamento (AC), il collimatore ottico e il sistema di controllo missili MRAAM. Il radar espleta le seguenti funzioni: ricerca, rileva ed insegue il bersaglio con qualunque condizione di visibilità; presenta le informazioni di puntamento per l'intercettazione del bersaglio; durante il volo a bassa quota presenta le caratteristiche dei rilievi, come assistenza alla naviga-

zione. Il radar dispone anche delle funzioni di MTI/MTT e HOJ. Per ulteriori dettagli, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A (Riservatissimo). L'impianto radar riceve dall'LN39-A2 dei segnali che rappresentano funzioni di rollio e di beccheggio. Tali segnali sono usati per la stabilizzazione dell'antenna e per la presentazione della linea dell'orizzonte artificiale sull'indicatore radar. L'apparato riceve dall'ADC segnali che rappresentano funzioni della quota e dell'angolo di incidenza. Essi sono impiegati per la derivazione delle coordinate di distanza al suolo e per la stabilizzazione dell'antenna. Il radar invia al calcolatore di armamento (AC) segnali di distanza e di velocità relativa per determinare i limiti di lancio dei missili e del punto di interruzione attacco. Invia, inoltre, segnali di azimut e di elevazione al collimatore ottico per il comando del movimento del reticolo.

2-23. IMPIANTO CALCOLATORE MISSILI AIM-9L. La funzione di calcolatore per missili AIM-9L è svolta dal calcolatore di armamento (AC). Questo impianto è intercollegato al radar, all'ADC, al collimatore ottico e all'interfonico e determina i limiti di lancio entro i quali il missile AIM-9L può essere lanciato con efficacia sul bersaglio. Esso riceve segnali di distanza dal radar e di pressione dall'ADC, per il calcolo della portata massima e minima. Esso impiega inoltre segnali di distanza e di velocità relativa dal radar e funzioni della pressione dall'ADC per il calcolo del punto di interruzione attacco. A sua volta invia al collimatore ottico informazioni di distanza del bersaglio, di portata massima e minima del missile per la presentazione delle condizioni di lancio. Inoltre, invia al pilota un avviso acustico dell'agganciamento del missile al bersaglio, delle condizioni di portata missili e del punto di interruzione attacco. Quando viene raggiunta la massima portata di lancio del missile il calcolatore fa diventare intermittente il tono missili in cuffia, prima continuo. Per una descrizione più dettagliata, fare riferimento alla Sez. V del presente manuale.

2-24. IMPIANTO DI COMANDO E LANCIO MISSILI MRAAM. L'impianto di comando e lancio missili MRAAM effettua in congiunzione con il sistema radar il controllo dei missili MRAAM. L'impianto produce dei segnali CW a frequenza radar 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 calcolati 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 incidenza, quota e velocità effettiva e dall'impianto radar i vari segnali necessari per il calcolo dei dati di intercettazione. Per ulteriori informazioni fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A (Riservatissimo).

2-25. IMPIANTO COLLIMATORE OTTICO. Il collimatore ottico, asservito al calcolatore di armamento (AC), fornisce al pilota i riferimenti di distanza e di mira di un bersaglio visibile. Esso fornisce una presentazio-

IDENTIFICAZIONE

COMUNICAZIONE

NAVIGAZIONE

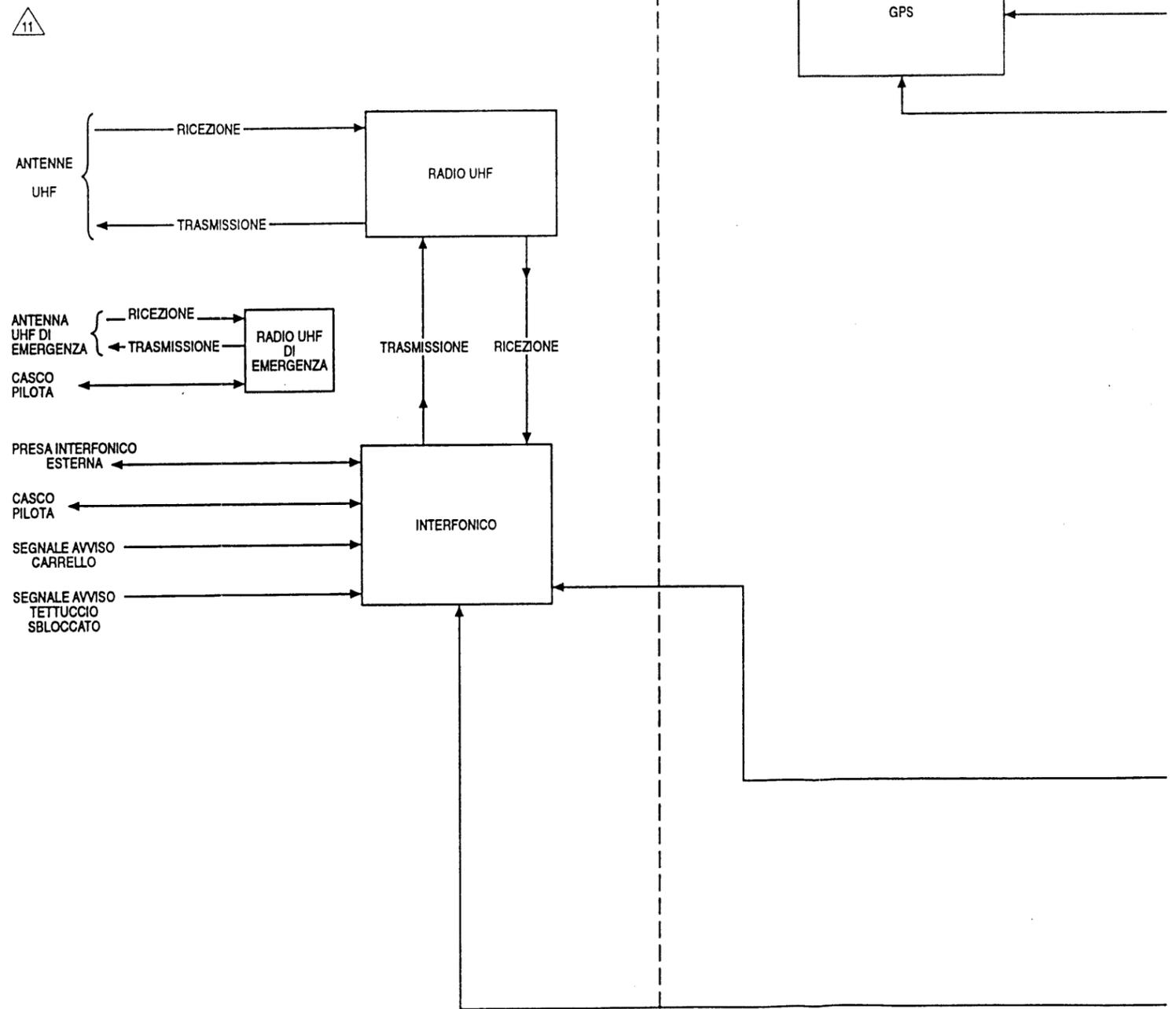
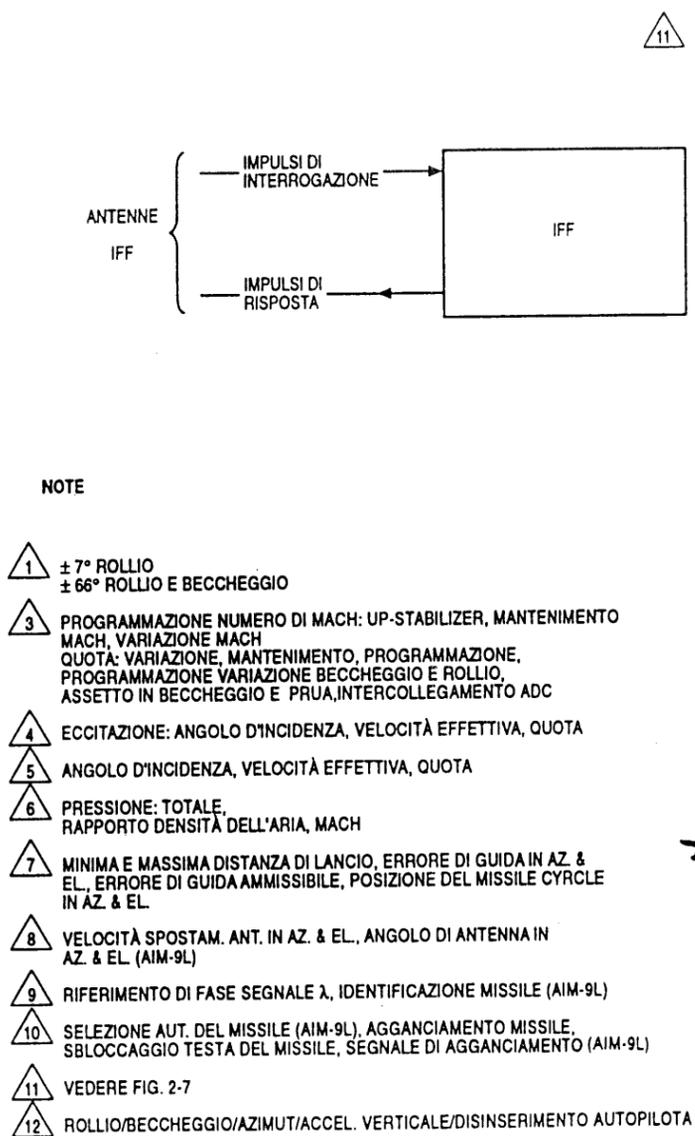


Fig. 2-6. Schema a blocchi del sistema elettronico integrato (foglio 1 di 3).

NAVIGAZIONE

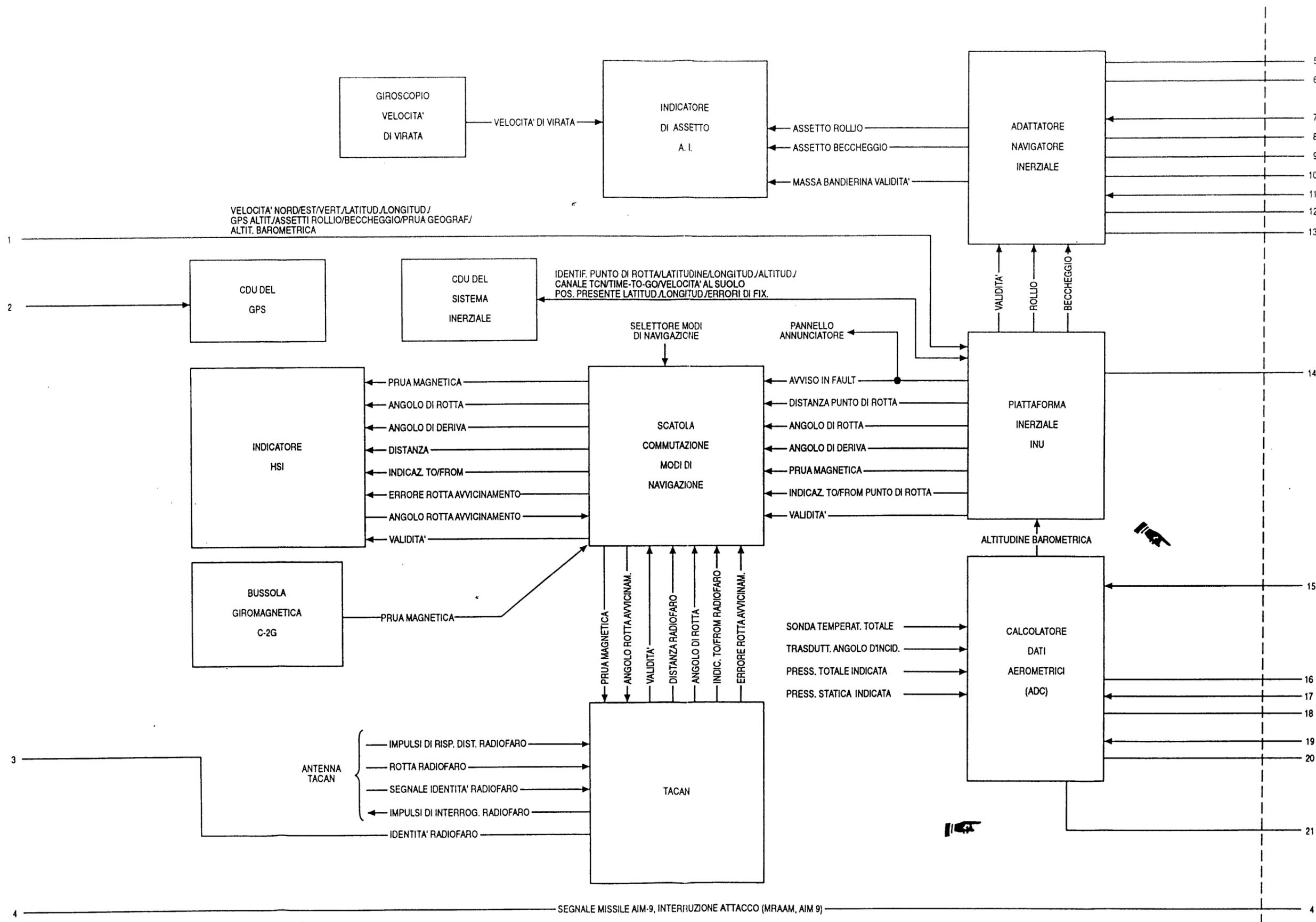


Fig. 2-6. Schema a blocchi del sistema elettronico integrato (foglio 2 di 3).

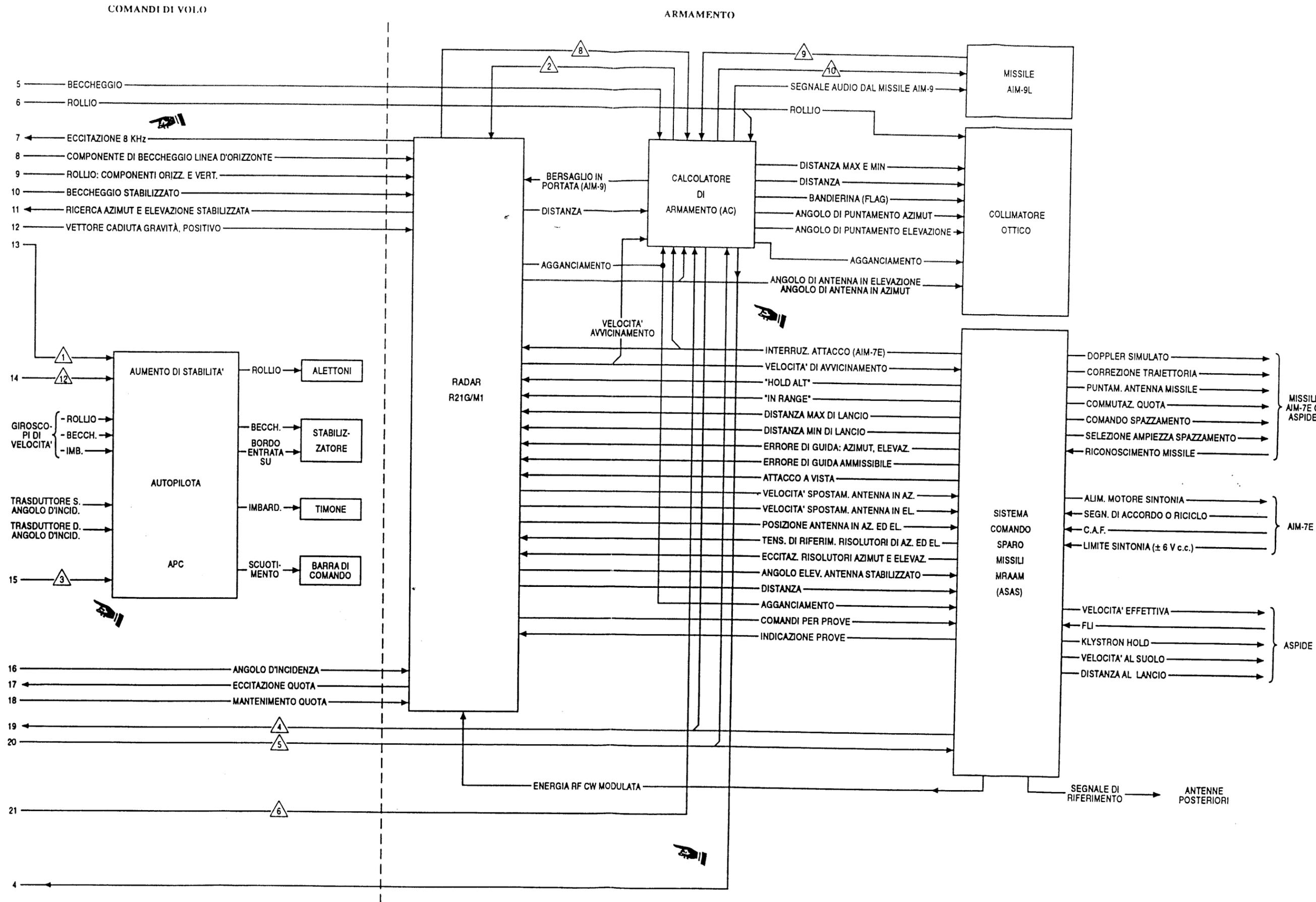


Fig. 2-6. Schema a blocchi del sistema elettronico integrato (foglio 3 di 3).

ne 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 (AC). Questi segnali vengono impiegati per il posizionamento del reticolo del collimatore. Per ulteriori informazioni fare riferimento alla Sez. V del presente manuale.

2-26. SISTEMA DI RADIOCOMUNICAZIONE.

2-27. GENERALITÀ. L'impianto di radiocomunicazione è composto dall'apparato radio UHF principale, dall'UHF di emergenza e dall'interfonico.

2-28. IMPIANTO UHF PRINCIPALE. L'impianto UHF ARC-150(V)2H.Q. permette la comunicazione a due vie su 7000 canali, entro una banda di frequenza compresa tra 225.0 e 399.975 MC. Venti canali, oltre il canale di guardia predisposto a 243.0 MC, sono pre-selezionati per permettere una rapida commutazione mediante il selettore di canali UHF.

2-29. L'impianto radio ARC-150(V)2H.Q. è composto da un ricetrasmittitore, un quadretto di comando, relè di commutazione antenne UHF, un selettore d'antenna, un filtro passabasso per l'antenna superiore e un ripetitore canale/frequenza. Per informazioni più dettagliate circa l'apparato UHF principale fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-30. IMPIANTO UHF D'EMERGENZA. L'impianto radio UHF di emergenza permette la comunicazione su 5 canali (4 + 1 di guardia), pre-selezionati 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.

2-31. L'impianto radio UHF d'emergenza è composto da un ricetrasmittitore, da un filtro passa basso e da una antenna. Per informazioni più dettagliate circa l'apparato UHF di emergenza fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-32. 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.

2-33. L'apparato interfonico A81-6 è incorporato nel mounting dell'UHF principale ARC-150(V)2H.Q. Per informazioni più dettagliate circa l'impianto interfonico, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-34. SISTEMA DI NAVIGAZIONE.

2-35. 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.

2-36. 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 TACAN. Il TACAN invia pure segnali audio di identificazione all'interfonico. Il TACAN è costituito da un ricetrasmittitore, un quadretto di comando ed una antenna TACAN. Per informazioni più dettagliate sull'apparato TACAN, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-37. INDICATORE HSI. L'indicatore HSI presenta al pilota le informazioni di navigazione ricevute dai sistemi 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, TACAN e GPS. L'HSI riceve le informazioni di prua magnetica dal sistema LN39-A2 in tutti i modi di navigazione, ma se si verifica un'avaria in tale sistema, selezionando il modo di navigazione TACAN, 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 al sistema TACAN, che a sua volta pilota la indicazione di errori 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. Per ulteriore dettagli fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-38. 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 beccheggio del velivolo e l'indicazione della velocità di virata. Le informazioni di rollio e beccheggio sono fornite dal sistema 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. Per ulteriori dettagli, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-39. IMPIANTO BUSSOLA GIROMAGNETICA C-2G. La C-2G invia il segnale relativo alla prua magnetica all'indicatore HSI e al sistema TACAN, solamente nel caso in cui si verifichi un'avaria nel sistema inerziale LN39-A2 e sia selezionato il modo di navigazione TACAN. In condizioni normali di funzio-

namento, tale segnale è inviato dal sistema 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. Per ulteriori dettagli circa l'apparato C-2G, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-40. 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 e 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 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, il sistema 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. 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 accoppiamento dovuta all'oscuramento dell'antenna GPS a causa delle manovre del velivolo.

2-41. 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. Inoltre, invia i dati di rollio al collimatore ottico per la presentazione dei riferimenti di rollio sul reticolo e dati di velocità al suolo al calcolatore di armamento AC.

2-42. L'impianto LN39-A2 è composto dalla piattaforma inerziale (INU), da un supporto per l'INU, da un quadretto di comando denominato IN, da un adattatore e dal quadretto CDU. La CDU è installata sul lato sinistro del cruscotto principale e serve per presentare al pilota i dati di posizione attuale, velocità al suolo, rotta e "tempo per andare" (Time to go) e permette di selezionare la posizione iniziale del velivolo (Initial Position) sulla quale viene effettuato l'allineamento del sistema e il punto di destinazione della rotta (Destination Waypoint).

2-43. IMPIANTO GPS. Il sistema GPS SP-1709 si integra nel sistema GPS NAVSTAR (Global Positio-

ning System/Navigation System using Timing and Ranging), al fine di fornire la posizione/altitudine, longitudine e latitudine), con caratteristiche di elevata precisione, basandosi su una costellazione di satelliti, in orbita intorno alla terra. Il GPS NAVSTAR è un sistema di radionavigazione a copertura mondiale con la caratteristica di fornire le informazioni di posizione e velocità in tre dimensioni e il tempo con elevata precisione. Tale sistema, nella versione definitiva, utilizza una costellazione di 24 satelliti (di cui 21 operativi e 3 di emergenza) con lo scopo di avere in ogni punto della superficie terrestre almeno 4 satelliti come riferimento spazio-temporale necessario a calcolare la posizione del trasmettitore nelle tre dimensioni (latitudine, longitudine e altitudine). Per determinare la posizione del velivolo, il ricevitore GPS deve calcolare la posizione di almeno 3 differenti satelliti e la distanza rispetto a ognuno di essi.

2-44. Per poter mantenere l'aggancio tra ricevitore GPS e satelliti è indispensabile mantenere sempre la linea ottica tra antenna e satelliti; questa condizione può interrompersi durante le manovre del velivolo. Per facilitare il riaggancio del GPS, il sistema LN39-A2 invia in continuazione al GPS i dati di posizione e assetto del velivolo. Il sistema GPS si compone di un ricevitore, un quadretto CDU e una 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. Per ulteriori informazioni fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-45. 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.

2-46. 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 densità dell'aria al calcolatore di armamento (AC), per il calcolo dei segnali di comando sparo, punto di rottura attacco e portata di lancio missili. 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.

2-47. L'ADC è costituito da un calcolatore, un tubo di Pitot, un trasduttore angolo di incidenza e da una sonda rivelatrice di temperatura. Per ulteriori informazioni sull'apparato ADC fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-48. RADAR ALTIMETRO. Il radar altimetro AN/APN-198 è un impianto a struttura leggera contenente tutti i componenti necessari per trasmettere,

ricevere, ed elaborare informazioni sull'altitudine. È progettato per sentire istantaneamente l'altitudine assoluta dal suolo (AGL) durante il volo a bassa quota. L'impianto fornisce informazioni dettagliate sull'altitudine non affette da condizioni atmosferiche o barometriche se essa è compresa tra 0 e 5000 piedi. L'impianto incorpora un ricevitore/trasmittitore, posto sul portello d'accesso inferiore dell'abitacolo, due antenne, poste sul portello d'accesso inferiore dell'abitacolo, e un indicatore d'altezza posto sul pannello strumentazione principale. Per una descrizione dettagliata del radar altimetro, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-49. SISTEMA DI RICONOSCIMENTO.

2-50. IMPIANTO IFF. L'impianto IFF AN/UPX 709 ha lo scopo di ricevere segnali di interrogazione, rivellarli, 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.

2-51. L'impianto IFF è composto da un trasponditore, dal quadretto di comando IFF e da due antenne IFF. Per ulteriori informazioni fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-52. 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). Per ulteriori informazioni fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-53. SISTEMA COMANDI DI VOLO.

2-54. GENERALITÀ. Il sistema comandi di volo controlla il movimento degli alettoni, dello stabilizzatore e del timone di direzione del velivolo. È composto di tre impianti: aumento della stabilità, autopilota e APC.

2-55. 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. Infatti, i segnali di rollio, di beccheggio e di imbardata agiscono rispettivamente sugli alettoni, sullo stabilizzatore e sul timone di direzione, nel senso di correggere la variazione di assetto originale. Per informazioni più dettagliate sull'impianto aumento stabilità, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-8.

2-56. 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. Per ulteriori informazioni circa l'impianto autopilota, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11.

2-57. L'impianto autopilota può operare in diversi modi di funzionamento, dal controllo manuale limitato, al comando del volo completamente automatico. Con autopilota inserito, è possibile il controllo del velivolo mediante la barra di comando (CSS-Control stick steering). Se si verifica un'avaria all'autopilota o ad un apparato ad esso collegato, l'impianto si disinserisce automaticamente e nello stesso tempo il pilota viene avvisato da una lampada spia.

2-58. 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. Per informazioni più dettagliate sull'impianto APC, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-8.

2-59. SCHEMA A BLOCCHI DI INTERCONNESSIONE APPARATI ELETTRONICI

2-60. Gli schemi a blocchi di interconnessione degli apparati elettronici del velivolo sono illustrati in fig. 2-7. La fig. 2-8 riporta la posizione delle antenne del sistema sul velivolo.

2-61. SISTEMA DI CONTROLLO UMIDITÀ E RAFFREDDAMENTO

2-62. RAFFREDDAMENTO E PRESSURIZZAZIONE IN VOLO (vedere fig. 2-9). 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

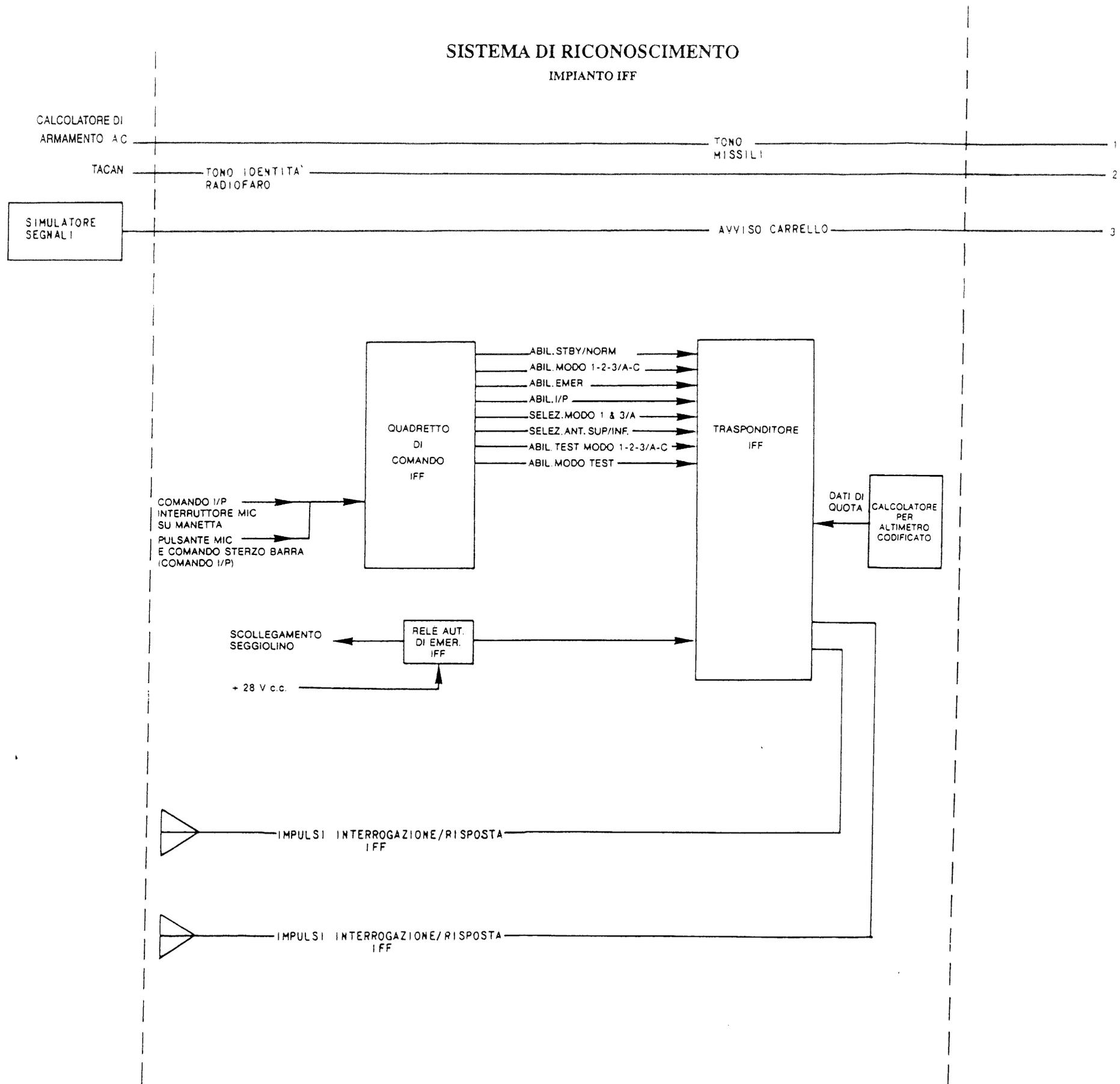


Fig. 2-7. Schema a blocchi dei sistemi di radiocomunicazione e riconoscimento (foglio 1 di 2).

SISTEMA DI COMUNICAZIONE

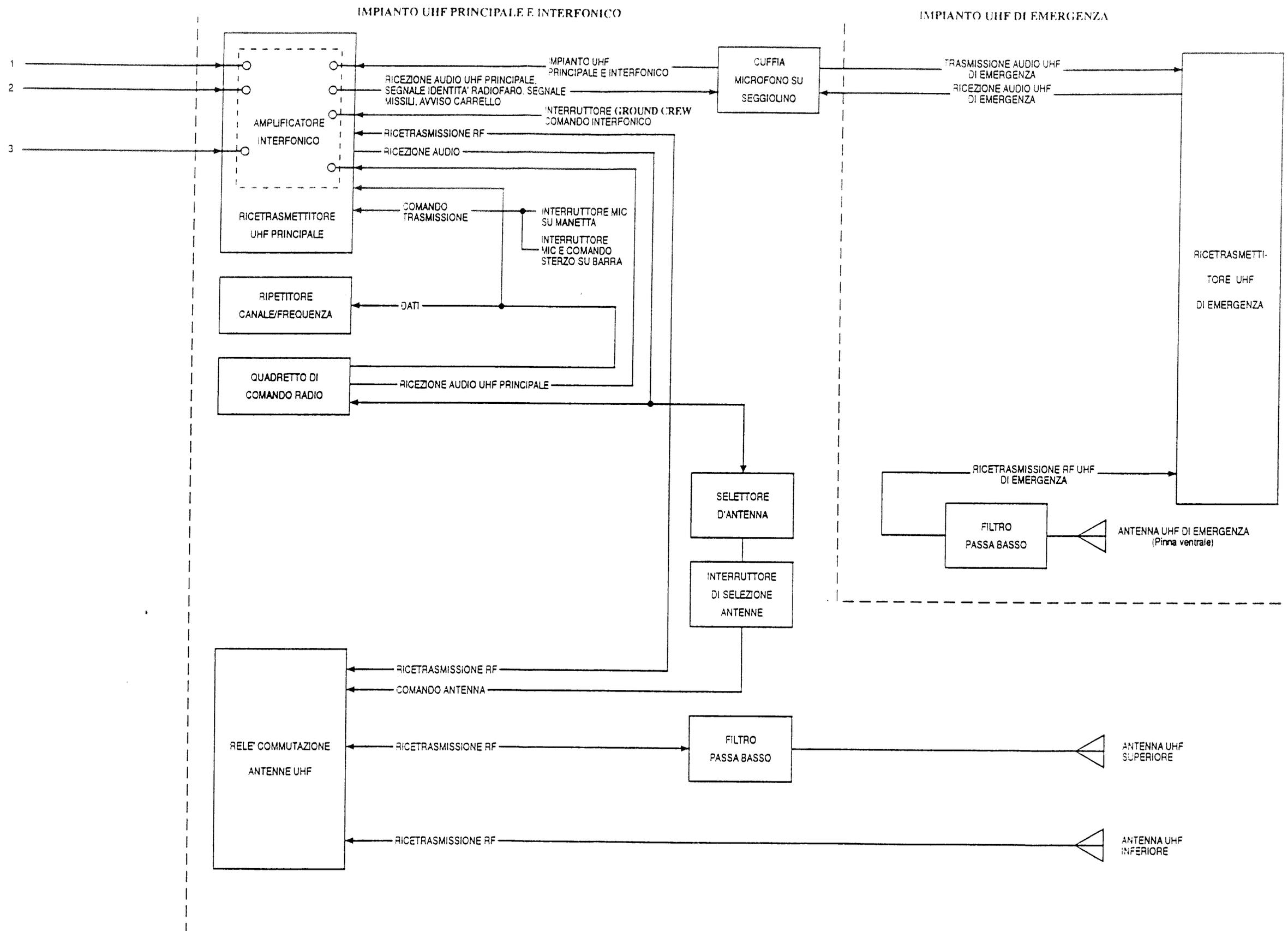


Fig. 2-7. Schema a blocchi dei sistemi di radiocomunicazione e riconoscimento (foglio 2 di 2).

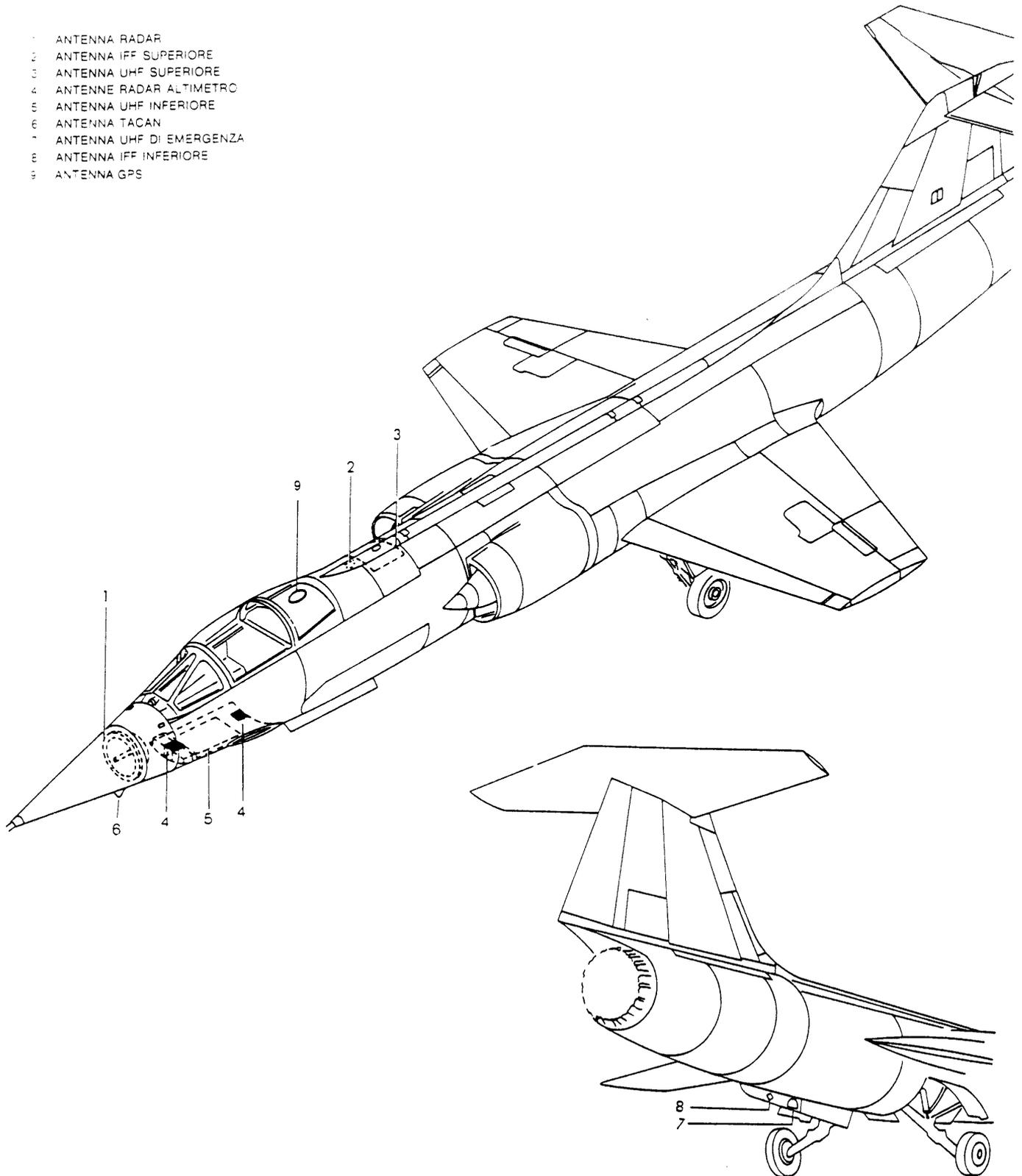


Fig. 2-8. Dislocazione antenne sul velivolo.

- 1 VALVOLA PNEUMATICA
- 2 CONNETTORE ELETTRICO
- 3 USCITA ARIA DI RAFFREDDAMENTO
- 4 VALVOLA DI MODULAZIONE
- 5 CONDOTTO RIMOZIONE PIOGGIA
- 6 CONDOTTO DI INGRESSO ANTERIORE
- 7 UGELLO EIETTORE (Preleva aria dal gruppo di condizionamento)
- 8 UGELLO EIETTORE (Preleva aria dal condotto rimozione pioggia)
- 9 TERMOSTATO
- 10 CONDOTTO INGRESSO ARIA DINAMICA
- 11 CONDOTTO DI INGRESSO POSTERIORE
- 12 VALVOLA DI NON RITORNO

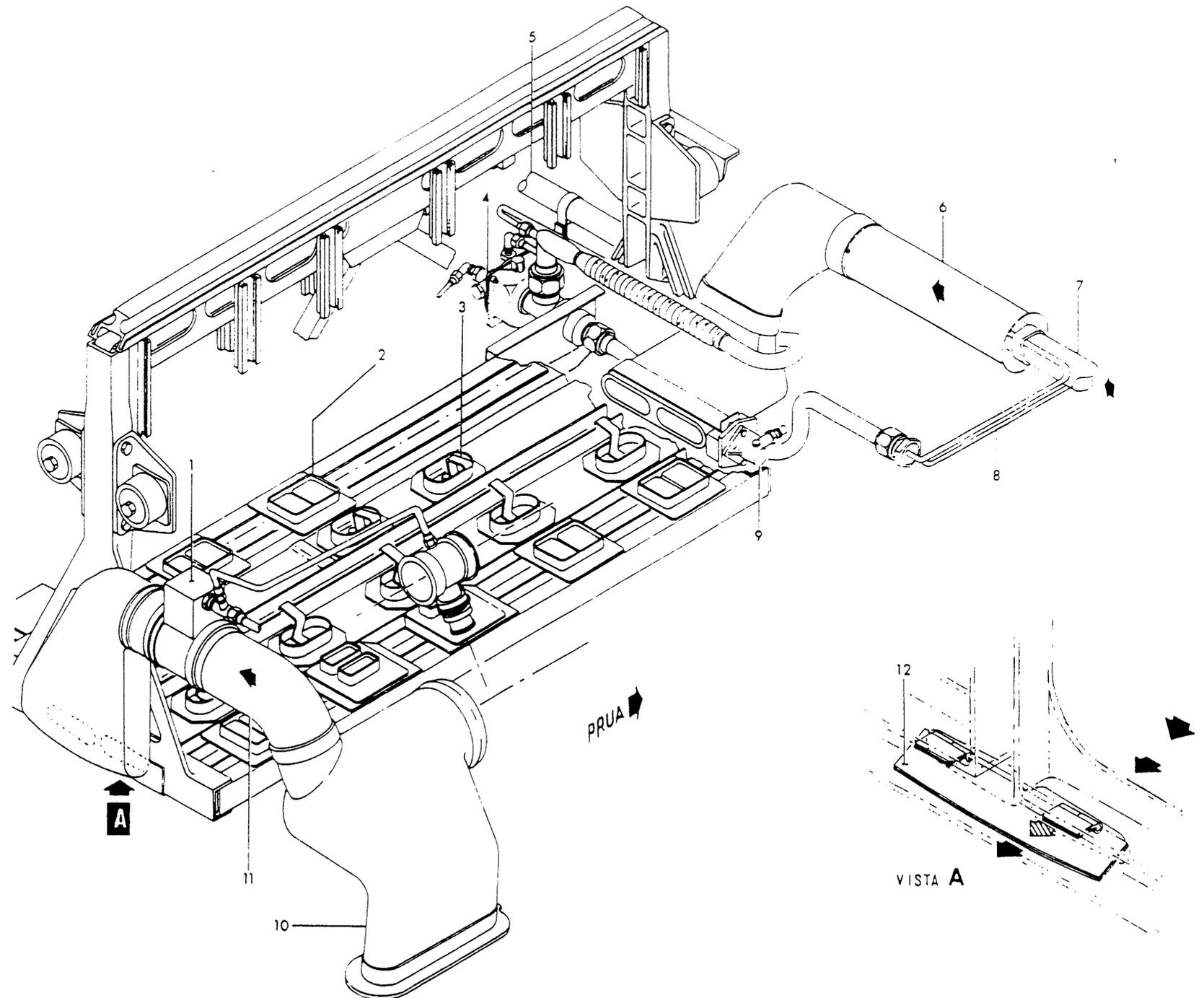


Fig. 2-9. Raffreddamento del comparto elettronico.

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.

2-63. **RAFFREDDAMENTO IN VOLO SENZA PRESSURIZZAZIONE.** Durante il volo senza pressurizzazione, quando il condizionatore aria è inoperativo, le apparecchiature elettroniche vengono raffreddate con aria prelevata dalla presa aria dinamica. L'aria viene fornita attraverso la valvola di intercettazione aria dinamica ed il condotto d'ingresso anteriore. La valvola di intercettazione aria dinamica sente la pressione dell'aria proveniente dal turbogetto nel gruppo condizionatore. Quando non vi è mandata di aria dal turbogetto, la valvola si apre e permette il passaggio dell'aria dinamica agli apparati elettronici. Al termine di ogni singolo condotto vi è una valvola di non ritorno che impedisce il flusso dell'aria dal comparto elettronico ai condotti stessi. A terra, la valvola d'intercettazione si apre per permettere all'aria dinamica di raffreddamento a terra di raggiungere il comparto elettronico.

2-64. **VERIFICA POST VOLO DELLA CONDENSAZIONE DEL VAPORE D'ACQUA.** Dopo l'ultimo volo del giorno, il comparto elettronico deve essere attentamente ispezionato per scoprire eventuali tracce d'acqua. Il problema non interessa il vano radar perchè l'aria di raffreddamento di questo apparato passa prima attraverso la cabina ed un separatore d'acqua. Se vi è condensazione sugli apparati elettronici o vi è acqua sul pavimento del comparto elettronico, il velivolo deve essere spurgato per almeno 20 minuti. Tale operazione può essere eseguita mediante un ventilatore a terra, oppure facendo funzionare il carrello di raffreddamento a terra su BLOWER ONLY. Prima di interrompere la ventilazione è bene accertarsi che ogni traccia d'acqua di condensazione sia scomparsa. Assicurarsi che tutte le tracce di umidità siano scomparse prima che l'operazione di spurgo sia terminata (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-4).

2-65. **RAFFREDDAMENTO A TERRA DEGLI APPARATI RADAR DI PRUA** (vedere fig. 2-10). 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 dell'abitacolo 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, poichè è sufficiente il ventilatore del velivolo, situato nel regolatore di pressione abitacolo.

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, la eliminazione dei difetti, le regolazioni od altre operazioni.

2-66. **RAFFREDDAMENTO A TERRA DEL COMPARTO ELETTRONICO** (vedere fig. 2-10). 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.

2-67. **CONDENSAZIONE DEL VAPORE D'ACQUA A TERRA** (vedere fig. 2-10). Quando il punto di condensazione dell'aria ambiente (cioè la temperatura alla quale il vapore d'acqua si condensa separandosi dall'aria) è 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 i danni dell'umidità vengono impiegati rivestimenti di resina Epoxy, materiali antimuffa, composti anticorrosivi, il condizionamento dell'aria, ed altri accorgimenti; tuttavia per prevenire la condensazione di acqua è soprattutto 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.

2-68. CONTENITORI APPARATI

2-69. I principali componenti degli apparati elettronici sono situati in speciali contenitori posti nel comparto elettronico. Tali contenitori permettono una rapida rimozione, sostituzione ed eliminazione difetti. Sul lato superiore di ogni contenitore è installata una maniglia a T che permette una rapida rimozione ed un sicuro bloccaggio del contenitore stesso nella sua sede. Sul lato inferiore si trovano i connettori elettrici e la bocchetta di ingresso aria di raffreddamento.

2-70. LAMPADIE SPIA INSERIMENTO CONNETTORI DEGLI APPARATI ELETTRONICI

2-71. Sul lato superiore dei contenitori vi è una lampada spia che indica la corretta installazione dell'apparato sull'incastellatura a T del comparto elettronico. La spia è alimentata a c.c. attraverso uno spinotto del connettore elettrico, che stabilisce il contatto solo quando l'apparato è installato correttamente.

CONDIZIONI DI RAFFREDDAMENTO AL SUOLO
APPARECCHIATURE RADAR DI PRUA

CONDIZIONI DI RAFFREDDAMENTO AL SUOLO
COMPARTO ELETTRONICO

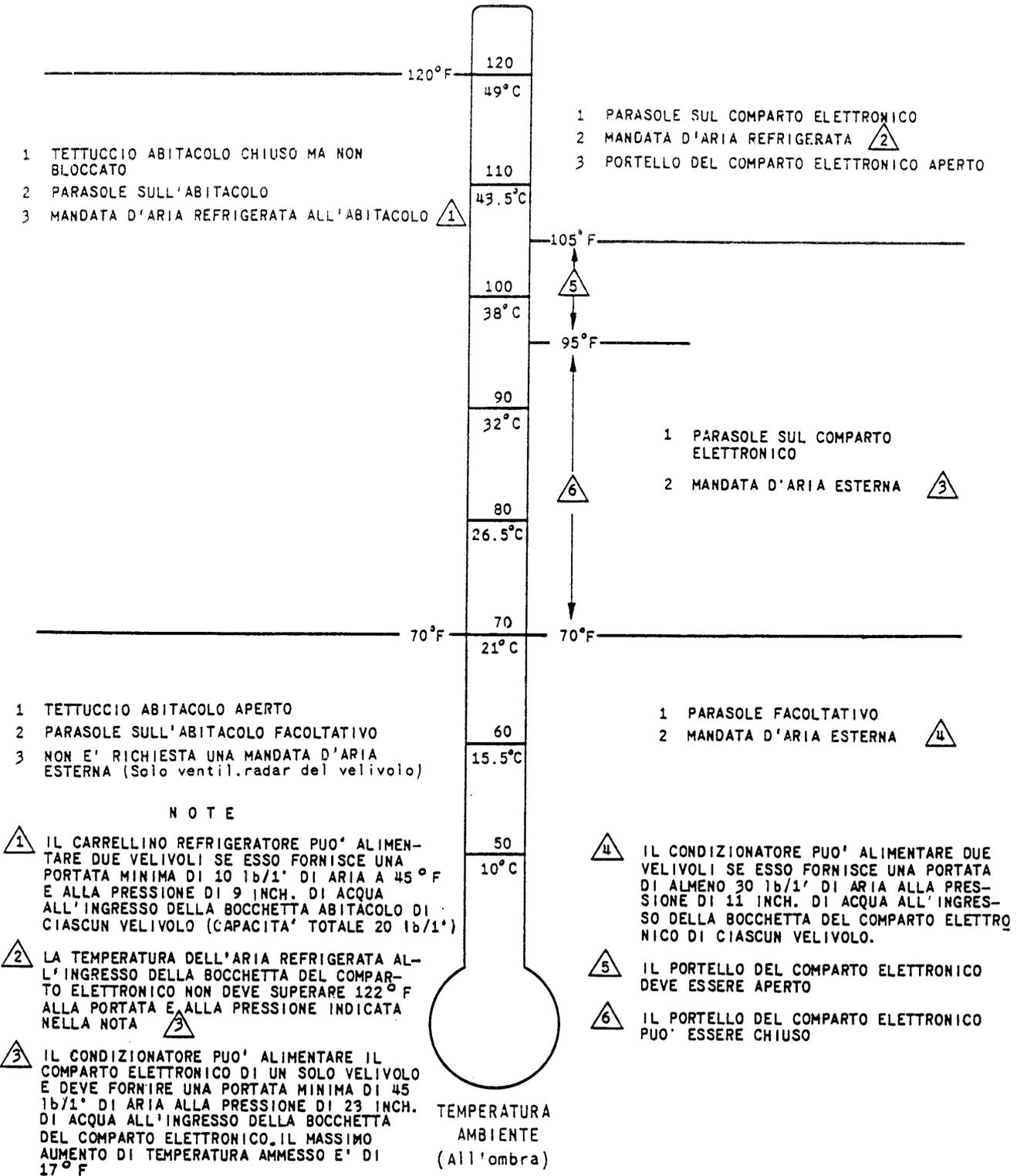


Fig. 2-10. Condizioni di raffreddamento al suolo.

Nota

Se la spia non si accende con l'apparato correttamente installato, oppure si accende con apparato non ancora bloccato, occorre registrare le guide sulla incastellatura a T, secondo le istruzioni riportate sul lato superiore del contenitore.

2-72. ALIMENTAZIONE ELETTRICA

2-73. GENERALITÀ. Sul velivolo, l'alimentazione elettrica per gli impianti elettronici viene fornita dai generatori a c.a. da 20 KVA, dal generatore di emergenza (RAT) e da un unico generatore a frequenza fissa. La corrente alternata erogata dai generatori a c.a. viene distribuita alle varie barre a c.a. La corrente continua è ottenuta raddrizzando la c.a. delle barre stesse. Su ogni singolo circuito sono inseriti degli interruttori automatici dislocati nella centralina a c.a., sulla scatola di giunzione del comparto elettronico e sui pannelli laterali nell'abitacolo.

2-74. PANNELLO INTERRUPTORI AUTOMATICI DELLA CENTRALINA A C.A. (vedere fig. 2-11). Sul pannello interruttori automatici della centralina a c.a. sono situati i collegamenti principali, a c.a. trifase, per gli apparati elettrici ed elettronici. Lo sportello di accesso alla centralina c.a. è situato sul lato destro anteriore di fusoliera, in corrispondenza della stazione FS315.

2-75. PANNELLO INTERRUPTORI AUTOMATICI DELLA SCATOLA DI GIUNZIONE (vedere fig. 2-12). Nella scatola di giunzione, situata nel comparto elettronico, vi sono i collegamenti per l'alimentazione in corrente continua degli apparati elettrici ed elettronici. Gli interruttori automatici sono posti sul coperchio della scatola stessa. Essa è situata nella parte anteriore del comparto elettronico, in corrispondenza della stazione FS255.

2-76. ALIMENTAZIONE ELETTRICA DEGLI IMPIANTI DI ARMAMENTO. Nella tabella 2-1 sono indicati i vari interruttori automatici di alimentazione degli impianti di armamento. Per ulteriori informazioni sull'alimentazione degli apparati, fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-10.

2-77. DATI SUI COLLEGAMENTI ELETTRICI

2-78. SCHEMI DEI COLLEGAMENTI. Nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-13, sono contenuti

gli schemi dettagliati dei collegamenti dei vari circuiti elettrici ed elettronici del velivolo.

2-79. Gli schemi dei collegamenti per un determinato apparato elettronico dell'impianto di armamento deve essere individuato consultando l'indice e lo schema dei collegamenti contenuti nel manuale.

PROVE FUNZIONALI

2-80. GENERALITÀ

2-81. La prova funzionale di ciascun apparato del velivolo consiste di una prova in linea di volo o di una prova post installazione.

2-82. APPARATI DI PROVA ED ATTREZZI SPECIALI

2-83. Nella varie sezioni di questo manuale sono inserite delle tabelle che forniscono le informazioni circa gli apparati e le attrezzature speciali per la prova e per la manutenzione dei vari impianti necessari per le prove funzionali in linea di volo, per l'ispezione e la ricerca dei guasti. Gli utensili comuni come cacciaviti, pinze, saldatori, punte da trapano non sono inclusi in queste tabelle.

2-84. RIPRISTINO DEL VELIVOLO NELLA CONFIGURAZIONE DI VOLO

2-85. Al termine della prova funzionale od in linea di volo il velivolo deve essere riportato nella configurazione di volo. Ciò comporta la rimozione di tutti i gruppi esterni che sono stati impiegati durante la prova, la disposizione dei vari interruttori automatici nella loro posizione normale e (dopo una prova funzionale) la verifica che all'interno ed all'esterno del velivolo non vi siano attrezzi od altri particolari che possono essere caduti o siano in una posizione non opportuna.

ELIMINAZIONE DIFETTI

2-86. PROCEDURE GENERALI PER L'ELIMINAZIONE DIFETTI

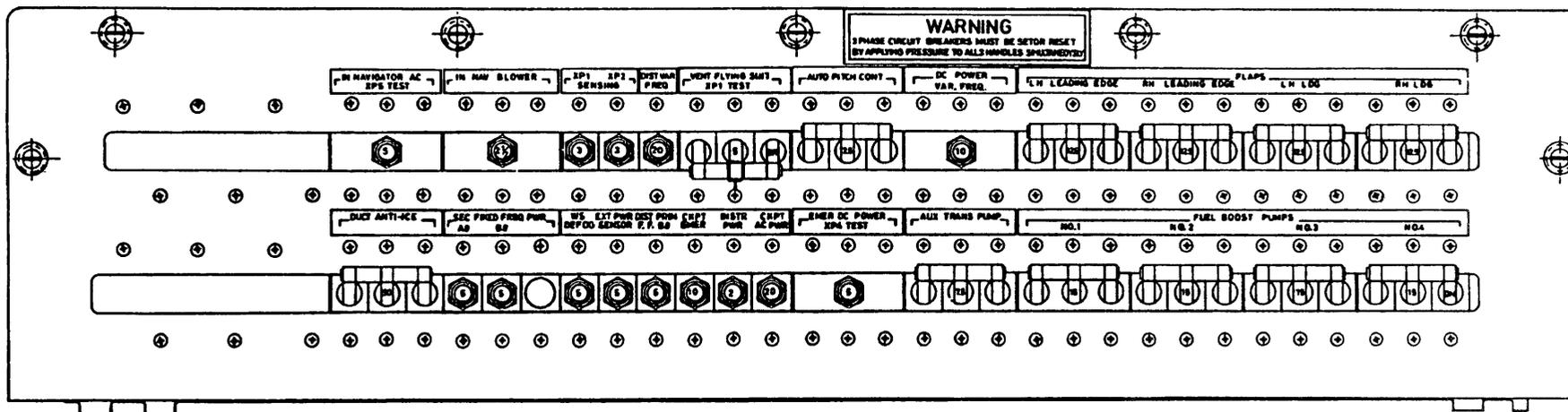
2-87. Le procedure per la eliminazione difetti illustrate in questa sezione del manuale hanno la precedenza su qualsiasi procedura di carattere generale concernente l'eliminazione difetti. Le procedure generali di eliminazione difetto sono le seguenti:

Tabella 2-1. Dislocazione degli interruttori automatici e fonti di energia (foglio 1 di 2).

INTERRUPTORE AUTOMATICO	DISLOCAZIONE	FORTE DI ENERGIA	TIPO
RADAR VAR FREQ	Centralina c.a.	Barra primaria a c.a. N. 2	3 Ø
OPTICAL SIGHT	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra primaria N. 2 frequenza variabile Ø A	1 Ø
ARM CMPTR	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra secondaria frequenza fissa 115 V Ø A	1 Ø

Tabella 2-1. Dislocazione degli interruttori automatici e fonti di energia (foglio 2 di 2).

INTERRUTTORE AUTOMATICO	DISLOCAZIONE	FONTE DI ENERGIA	TIPO
BL 104 R A Ø	AIM-9 PWR Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra primaria N. 2 frequenza variabile Ø A	1 Ø
BL 104 L A Ø		Barra primaria N. 2 frequenza variabile Ø A	1 Ø
RH TIP A Ø	AIM-9 PWR Scatola di giunzione - comparto elettronico	Barra primaria N. 2 frequenza variabile Ø A	1 Ø
LH TIP A Ø		Barra primaria N. 2 frequenza variabile Ø A	1 Ø
RADAR FIX FREQ	Centralina c.a.	Barra secondaria frequenza fissa	3 Ø
ASAS COMPUTER FIXED FREQ	Centralina c.a.	Barra secondaria frequenza fissa	3 Ø
ASAS PRIME FIXED FREQ	Centralina c.a.	Dal generatore idraulico a frequenza fissa normale	3 Ø
ASAS LV PWR SUP VARIABLE FREQ	Centralina c.a.	Barra primaria a c.a. N. 2	3 Ø
RADAR DC	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra primaria a c.c.	c.c.
OPT SIGHT DC	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra primaria a c.c.	c.c.
AIM-9 SQUIB SAFETY	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra primaria a c.c.	c.c.
RH TIP	AIM-9 POWER Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra primaria a c.c.	c.c.
LH TIP		Barra primaria a c.c.	c.c.
BL 104 L		Barra primaria a c.c.	c.c.
BL 104 R		Barra primaria a c.c.	c.c.
ARM CMPTR DC	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra primaria a c.c.	c.c.
ASAS PWR DC	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra primaria a c.c.	c.c.
WEAPON FIRING	Abitacolo - Pannello laterale sinistro	Barra primaria a c.c.	c.c.
RADAR DEHYDRATOR	Abitacolo - Pannello laterale sinistro	Barra primaria a c.c.	c.c.
EXT STORES RELEASE	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra batteria N. 1	c.c.
DROP N. 1	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra batteria N. 1	c.c.
EXT EMERG RELEASE	Scatola giunzione - comparto elettronico	Barra batteria N. 2	c.c.
ASAS XMTR VARIABLE FREQ	Centralina c.a.	Barra primaria a c.a. N. 2	3 Ø
WEAPON ARMING	Abitacolo - Pannello laterale sinistro	Barra di emergenza c.c. in abitacolo	c.c.



VISTA A

PANNELLI INTERRUITORI AUTOMATICI DELLA CENTRALINA C.A.

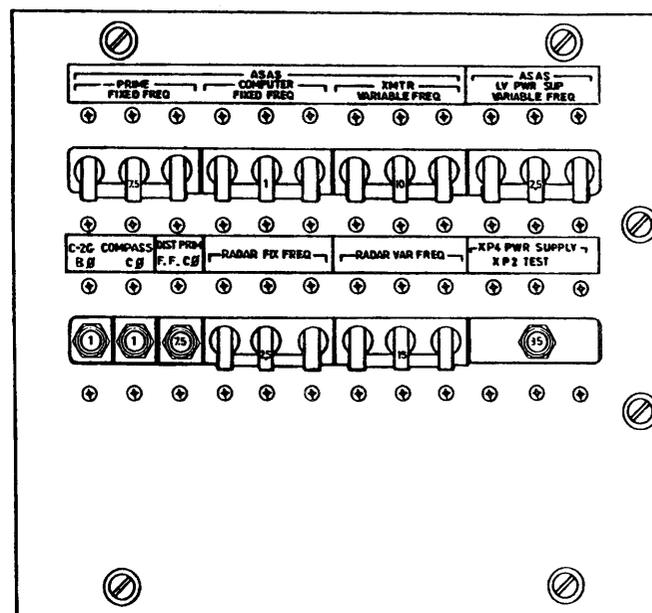
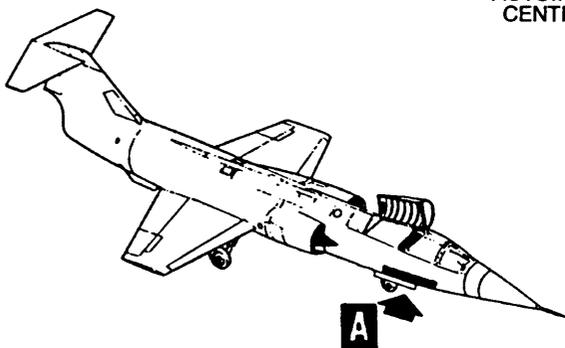
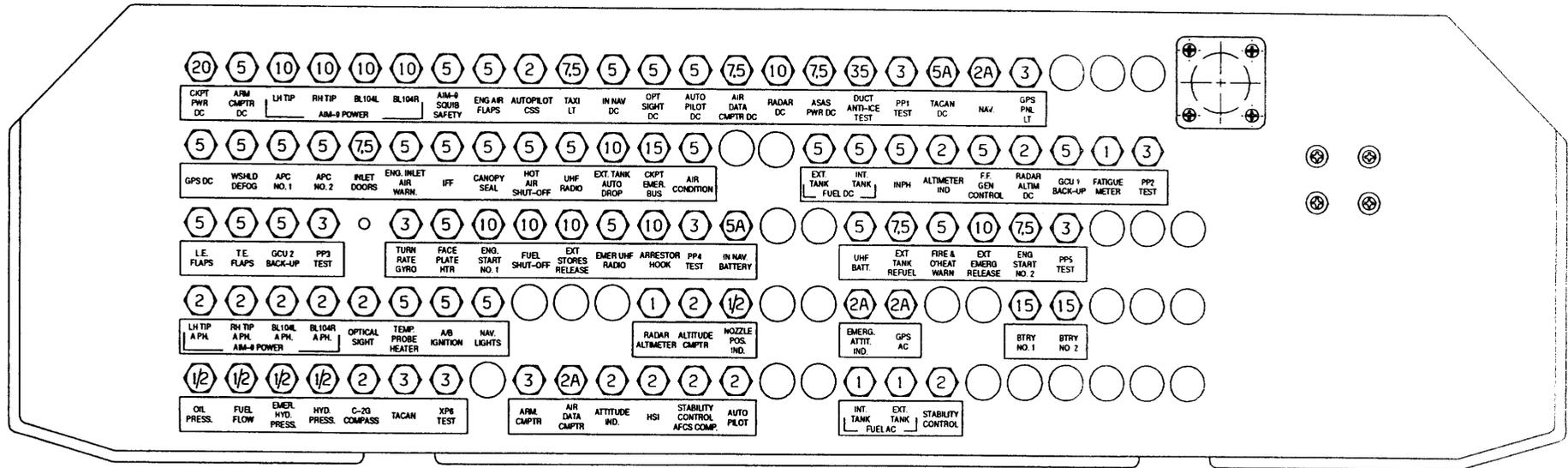
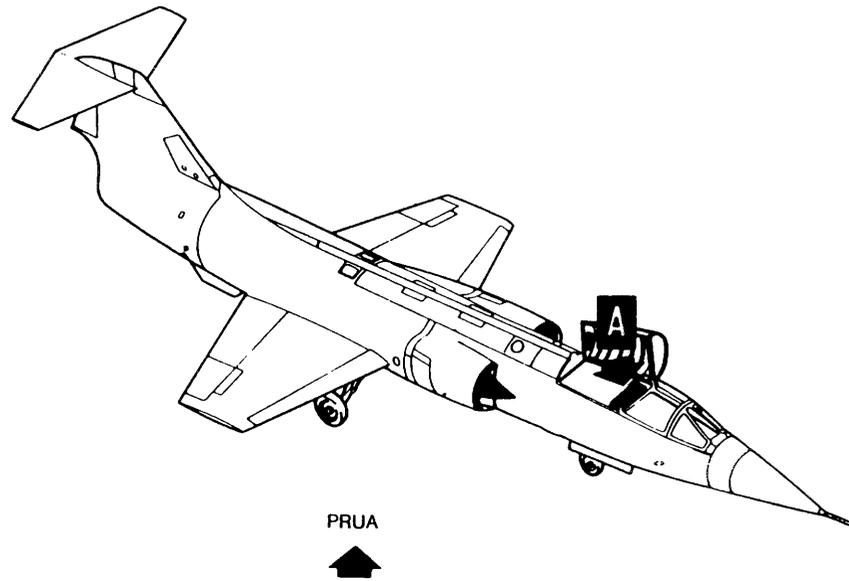


Fig. 2-11. Pannello interruttori automatici nella centralina c.a.



DETTAGLIO A

Fig. 2-12. Interruttori automatici nella scatola di giunzione comparto elettronico.

ATTENZIONE

Quando si effettua la manutenzione e la eliminazione difetti sul velivolo usare la massima attenzione. Nell'impianto elettrico ed elettronico vi sono delle alte tensioni estremamente pericolose che possono essere fatali a chiunque ne venga a contatto.

Nota

Prima di sostituire qualsiasi conduttore del velivolo esaminare attentamente lo schema dei collegamenti applicabili.

a. Collegare un carrellino di raffreddamento al velivolo (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-1).

b. Collegare al velivolo un gruppo di alimentazione elettrica esterna (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-1).

c. Controllare che gli interruttori automatici e gli apparati connessi con l'impianto in prova e quelli di alimentazione siano inseriti.

d. Verificare che le luci spia poste sugli apparati elettronici si accendano.

e. Usando un tester universale e lo schema del circuito interessato verificare i terminali od i connettori dell'apparato onde assicurarsi che vi sia alimentazione.

f. Se vi è alimentazione elettrica al connettore dell'apparato, l'inconveniente ha sede nell'apparato o nel circuito elettrico relativo. Effettuare le procedure di ricerca dei guasti per l'apparato in questione (fare riferimento alla sezione applicabile di questo manuale).

g. Se non vi è tensione al connettore, assicurarsi che il gruppo di alimentazione elettrica esterna funzioni convenientemente e che le barre del velivolo siano alimentate.

h. Se le barre del velivolo sono alimentate ma non vi è tensione disponibile al connettore, effettuare la prova di continuità del circuito.

MANUTENZIONE

2-88. GENERALITÀ

2-89. In ciascuna sezione di questo manuale sono contenute le procedure di manutenzione dettagliate. Le procedure hanno lo scopo di aiutare il personale addetto alla manutenzione onde mantenere le caratteristiche di funzionamento degli apparati al disopra del minimo accettabile. Le varie procedure di manutenzione incorporate nelle sezioni relative agli apparati sono le seguenti:

a. Procedure di rimozione e di installazione dei componenti e dei complessivi, quando le procedure non sono ovvie.

- b. Procedure di regolazione, secondo necessità.
- c. Procedure di riparazione, secondo necessità.
- d. Procedure di pulizia e lubrificazione ed istruzione per le condizioni di impiego a valori climatici estremi, quando necessari.

2-90. PRECAUZIONI DA OSSERVARE DURANTE LA MANUTENZIONE DELL'IMPIANTO ARMAMENTO

2-91. Durante la manutenzione dell'impianto armamento osservare con attenzione le precauzioni che seguono:

ATTENZIONE

- I particolari esplosivi di armamento (comprese le cartucce di espulsione ed i bulloni esplosivi) rappresentano un serio pericolo per il personale, per gli altri velivoli e per le costruzioni. Quando si maneggiano particolari esplosivi o si opera sui velivoli caricati con particolari esplosivi, usare la massima attenzione.
- Se sul velivolo sono montati i serbatoi di estremità alare, i serbatoi subalari e/o particolari esplosivi di armamento, osservare tutte le precauzioni relative alle zone di parcheggio del velivolo ed alla direzione del velivolo rispetto alle zone limitrofe.
- Sui velivoli armati, effettuare tutte le operazioni di manutenzione in stretta osservanza delle norme della base e delle istruzioni specifiche contenute in questo manuale.
- Assicurarsi che tutte le spine di sicurezza siano correttamente inserite nelle posizioni prescritte, quando i particolari di armamento sono installati sul velivolo.

2-92. La stabilità del velivolo a terra è interessata dalla rimozione dal velivolo dei componenti per effettuarne la manutenzione.

AVVERTENZA

Quando i serbatoi interni sono pieni di combustibile, si possono rimuovere alcuni particolari pesanti quali il radome, le apparecchiature radar di prua, il collimatore ottico, il seggiolino eiettabile, il portellone di accesso comparto elettronico e le apparecchiature del comparto elettronico senza necessità di ancorare il velivolo a prua. Se i serbatoi interni sono vuoti e si prevede di rimuovere dal velivolo un peso superiore a 400 lbs anteriormente al carrello principale di atterramento, ancorare il velivolo alla FS.184 usando l'adattatore per l'ancoraggio P/N 785665-1 (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-2).

2-93. Seguire sempre le procedure di prova appropriate e l'esperienza pratica di impiego. I materiali che possono esplodere facilmente o incendiarsi devono essere rimossi dalla zona interessata.

ATTENZIONE

Se il personale è sottoposto ad eccessive radiazioni RF del radar, può subire dei danni. Le radiazioni a RF possono anche causare l'accensione di materiali combustibili nella zona.

2-94. Le installazioni dei carichi esterni comportano seri pericoli al personale ed agli apparati. Le prove funzionali e le verifiche devono essere effettuate applicando tutte le precauzioni necessarie per evitare l'espulsione, lo sparo e la caduta accidentale dei carichi esterni.

2-95. I missili costituiscono un pericolo potenziale per il personale e per le attrezzature attorno al velivolo. Ogni volta che i missili sono installati, i lanciamissili e i missili devono essere protetti dall'espulsione accidentale. Devono essere osservate le seguenti procedure:

a. Quando sul velivolo sono installati i travetti BL75 con o senza carichi, il circuito di espulsione dei travetti e dei carichi deve essere posto in sicura inserendo negli stessi travetti le apposite spine di sicurezza.

b. Quando sui travetti BL104 sono impiegati i ganci carichi esterni MAU-50/A per l'installazione e l'espulsione dei missili AIM-9L o MRAAM, i circuiti di espulsione devono essere posti in sicura inserendo in ciascun gancio MAU-50/A l'apposita spina di sicurezza anche se il carico non è installato.

c. Quando sui travetti BL104 e/o sulle estremità alari sono installati i lanciamissili AIM-9L con o senza missili, i circuiti di espulsione devono essere posti in sicura inserendo le apposite spine di sicurezza negli adattatori impiegati sui travetti BL104 e/o sulle estremità alari.

d. Quando sui travetti BL104 sono installati i lanciamissili MRAAM con o senza missili, i circuiti di espulsione devono essere posti in sicura inserendo le apposite spine di sicurezza in ciascun travetto e in ciascun gancio MAU-50/A in esso incorporato. L'inserzione della spina nel travetto pone in sicura anche il circuito di lancio.

e. Quando i missili AIM-9L sono installati sul velivolo, i circuiti di lancio devono essere posti in sicura inserendo le apposite spine di sicurezza nei lanciamissili.

f. Quando sono installati i carichi o solamente i componenti esplosivi di espulsione è necessario prendere ulteriori precauzioni per prevenire l'alimentazione accidentale del circuito di espulsione secondo le istruzioni riportate nelle sezioni del presente manuale e del manuale AER.1F-104S/ASAM-33-1-2 PROCEDURE DI CARICAMENTO MUNIZIONI CONVENZIONALI.

g. L'interruttore di armamento ARMT & OFF deve rimanere sempre nella posizione OFF tranne quando necessario per prove.

2-96. Per effettuare un corretto inserimento e disinserimento dei connettori rettangolari tipo WINCHESTER occorre una attenzione particolare. I connettori recano un inserto per cui è impossibile inserirli in posizione invertita. L'involucro del connettore può avere una combinazione spina di riferimento e asola di orientamento. Questi hanno lo scopo di permettere l'identificazione di connettori della medesima dimensione in un gruppo di due o più connettori. Per collegare o scollegare un connettore procedere come segue:

a. I connettori che hanno meno di 34 contatti recano due spine di guida con relative sedi di inserimento onde facilitare l'allineamento dei connettori. Il connettore deve essere innestato applicando una pressione sufficiente con un lieve movimento oscillante onde assicurare che gli spinotti si inseriscano completamente. Frenare strettamente le alette del connettore con le viti di fissaggio per prevenire lo svitamento. Per disinserire il connettore esercitare la forza di trazione sulle alette effettuando contemporaneamente un movimento alternativo.

b. I connettori che hanno più di 34 contatti recano delle viti che permettono l'allineamento del connettore e l'applicazione di una forza sufficiente per inserire gli spinotti. Per collegare i connettori ruotare le viti alternativamente uno o due giri per volta onde evitare l'inceppamento e danni al connettore. Dopo che il connettore è completamente inserito frenare entrambe le viti di fissaggio mediante un fermaglio tipo LS9120 oppure in alternativa mediante filo di frenatura. Per disinserire il connettore ruotare le viti alternativamente.

2-97. I componenti del comparto elettronico sono raffreddati mediante aria in pressione derivata dall'impianto di condizionamento e pressurizzazione del velivolo durante il normale volo con cabina pressurizzata.

AVVERTENZA

Quando il velivolo è a terra con turbogetto fermo e alimentazione elettrica esterna collegata, è necessario fornire aria di raffreddamento al comparto elettronico mediante un gruppo di raffreddamento a terra.

2-98. Gli apparati radar di prua del velivolo sono alimentati quando il carrellino di alimentazione esterna è collegato al velivolo, gli interruttori automatici dell'impianto sono inseriti e il selettore MODE SELECT posto sul quadretto di comando radar è disposto in qualsiasi posizione ad eccezione della posizione OFF. L'apparato radar di prua deve essere raffreddato quando il velivolo è a terra e l'impianto è alimentato. L'aria di raffreddamento è applicata attraverso il ventilatore radar. Quando il velivolo è a terra e non sono effettuate le procedure di prova o di eliminazione difetti, gli interruttori automatici

RADAR FIXED FREQ e RADAR VAR FREQ nella centralina a c.a., l'interruttore automatico RADAR DC nella scatola di giunzione e l'interruttore automatico RADAR DEHYDRATOR sul pannello laterale sinistro devono essere disinseriti.

ATTENZIONE

L'esposizione a eccessive radiazioni radar RF può arrecare danni al personale.

Nota

Quando il velivolo è sollevato sui martinetti di una entità sufficiente a far scattare l'interruttore di sicurezza del carrello di atterraggio, il ventilatore di raffreddamento radar non funziona a meno che non sia aperta la bocchetta di ventilazione pilota.

AVVERTENZA

- Non fare funzionare gli apparati radar del comparto elettronico senza l'aria in pressione del turbogetto o senza aria di raffreddamento a terra.
- Non fare funzionare gli apparati radar di prua se il motorino del ventilatore radar non funziona oppure se al radome non è applicata l'aria di raffreddamento a terra.

2-99. Il trasmettitore dell'impianto missili MRAAM installato nel vano apparecchiature missili MRAAM, è raffreddato mediante un fluido refrigerante a sua volta raffreddato, tramite appositi scambiatori di calore, dalla circolazione del combustibile durante il funzionamento del turbogetto, oppure mediante aria forzata prodotta da un'unità di raffreddamento installata nel comparto cannone.

AVVERTENZA

Durante il funzionamento a terra con turbogetto fermo, è necessario che lo sportellino sul condotto di scarico aria dell'unità di raffreddamento sia aperto.

2-100. INCASTELLATURA DEL COMPARTO ELETTRONICO

ATTENZIONE

Non calpestare e non esercitare sforzi eccessivi sui cablaggi e sui connettori. Si possono danneggiare i cavi ed i connettori stessi, oltre a provocare inconvenienti in volo.

2-101. RIMOZIONE. Rimuovere gli apparati dall'incastellatura a T del comparto elettronico e procedere come segue (vedere fig. 2-13):

- a. Installare una tavola sul pavimento del comparto elettronico, per poter operare all'interno del comparto stesso, senza danneggiare i connettori.
- b. Scollegare i terminali del filtro antidisturbi radio (vista A).
- c. Rimuovere le sette viti di fissaggio della scatola di giunzione al relativo supporto (vista A).

AVVERTENZA

Installare gli appositi tappi di plastica su tutti i connettori scollegati.

- d. Scollegare i connettori elettrici della scatola di giunzione, lato inferiore (vista A).
- e. Rimuovere la scatola di giunzione.
- f. Allentare le quattro viti delle fascette di fissaggio del condotto ingresso aria anteriore, sul lato anteriore dell'incastellatura (vista B).
- g. Rimuovere le due fascette del condotto aria di raffreddamento (vista B).
- h. Scollegare e rimuovere il condotto flessibile aria di raffreddamento.
- i. Tappare il condotto ingresso aria, sul lato anteriore dell'incastellatura.
- j. Scollegare la tubazione flessibile aria di raffreddamento della piattaforma LN39-A2.
- k. Rimuovere i sei bulloni e le rosette di fissaggio della traversa (con staffe dei tamponi antivibranti) alla struttura del velivolo (vista B). Rimuovere eappare le tubazioni dell'impianto Pitot (vista A) delle staffe sulla traversa.
- l. Allentare le viti delle fascette sul raccordo del condotto aria di raffreddamento, tra il condotto aria e il lato posteriore dell'incastellatura (vista C).
- m. Scollegare e rimuovere le viti delle fascette e il raccordo flessibile dalla valvola di intercettazione aria (vista C).
- n. Tappare il condotto d'ingresso aria sul lato posteriore dell'incastellatura.
- o. Rimuovere i quattro bulloni, le rosette ed i relativi dadi che fissano l'incastellatura alle staffe dei tamponi antivibranti posteriori (vista D).
- p. Rimuovere tutte le fascette che fissano i vari cablaggi all'incastellatura.

AVVERTENZA

Assicurarsi che i suoi connettori scollegati siano installati i tappi di plastica.

- q. Scollegare i connettori elettrici di tutti i cablaggi.
- r. Rimuovere la tavola installata durante l'operazione a.
- s. Rimuovere il supporto antivibrante sul lato sinistro anteriore come segue: attraverso il foro praticato nel lamierino introdurre una chiave a bussola e rimuovere il bullone di fissaggio del supporto antivibrante.

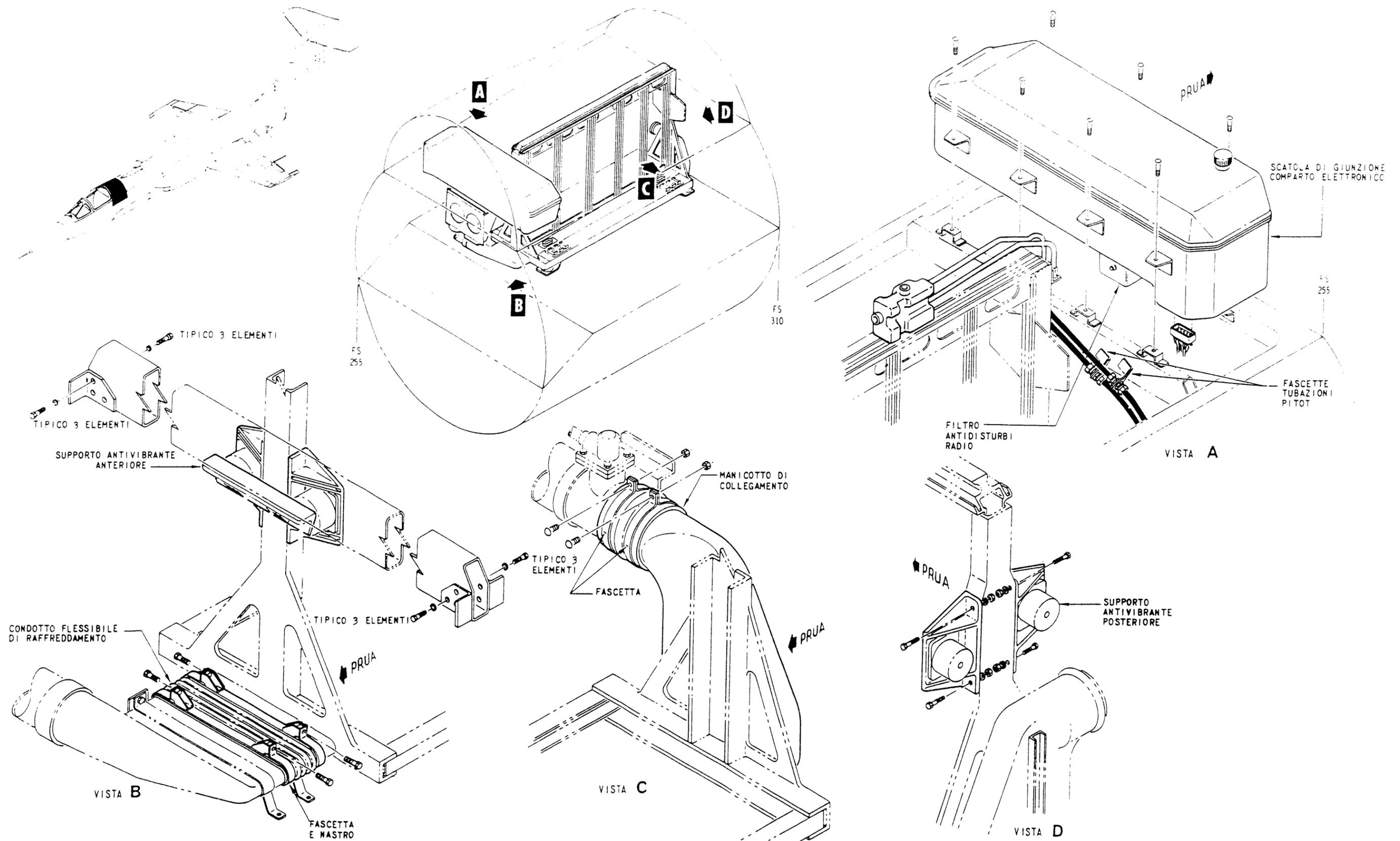


Fig. 2-13. Rimozione ed installazione dell'incastellatura a T nel comparto elettronico.

t. Rimuovere il supporto antivibrante sugli altri 3 lati come segue: rimuovere lo spinotto di allineamento e la vite di fissaggio del connettore all'incastellatura, in modo da poter asportare il coperchietto di lamierino che chiude il foro sull'angolo dell'incastellatura. Attraverso il foro introdurre una chiave a bussola e rimuovere il bullone di fissaggio del supporto antivibrante.

u. Sollevare parzialmente l'incastellatura, tanto da permettere l'accesso al lato inferiore.

v. Scollegare e contrassegnare i connettori elettrici, ancora fissati al lato inferiore della incastellatura.

w. Sollevare completamente l'incastellatura e rimuoverla dal comparto elettronico.

2-102. INSTALLAZIONE. Installare l'incastellatura del comparto elettronico (vedere fig. 2-13) come segue:

a. Sistemare l'incastellatura nel comparto elettronico.

b. Assicurarsi che tutti i tappi di plastica dei connettori elettrici siano rimossi, prima di effettuare i collegamenti.

AVVERTENZA

Non fissare l'incastellatura al pavimento del comparto, fino a che i connettori elettrici non siano correttamente installati.

c. Fissare i sei connettori contrassegnati in fase di rimozione sul lato inferiore dell'incastellatura.

d. Installare il supporto antivibrante esterno sinistro come segue: attraverso il foro praticato nel lamierino, introdurre una chiave a bussola e fissare il bullone di fissaggio del supporto antivibrante.

e. Installare i supporti antivibranti posteriore destro e sinistro e anteriore destro come segue: attraverso il foro sull'angolo dell'incastellatura, con una chiave a bussola fissare il bullone di fissaggio del supporto antivibrante. Disporre il coperchietto di lamierino in modo da chiudere il foro e fissarlo attraverso lo spinotto di allineamento e la vite di fissaggio del connettore sull'incastellatura.

f. Installare la tavola sull'incastellatura, a protezione dei connettori elettrici.

g. Collegare i connettori di tutti i cablaggi.

h. Installare le fascette di fissaggio dei fasci di cavi all'incastellatura.

i. Installare i quattro bulloni ed i relativi dadi che fissano l'incastellatura alle staffe dei supporti antivibranti posteriori (vista D).

j. Rimuovere il tappo dal condotto ingresso aria sul lato posteriore dell'incastellatura.

k. Collegare il raccordo flessibile alla valvola di intercettazione aria dinamica e le viti delle due fascette di fissaggio del raccordo sul condotto aria e il lato posteriore della incastellatura (vista C).

l. Serrare le viti delle fascette.

m. Installare i sei bulloni di fissaggio della traversa (con la staffa dei tamponi antivibranti) alla struttura del velivolo (vista B). Rimuovere i tappi e

collegare le tubazioni Pitot al raccordo in prossimità delle staffe sulla traversa (vista A).

Nota

Dopo aver collegato le tubazioni dell'impianto Pitot, questo deve essere provato (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-9).

n. Collegare le tubazioni flessibili aria di raffreddamento alla piattaforma LN39-A2.

o. Rimuovere il tappo dal condotto ingresso aria sul lato anteriore dell'incastellatura a T.

p. Installare il condotto flessibile aria di raffreddamento (vista B).

q. Installare le due fascette del condotto aria di raffreddamento (vista B).

r. Serrare le quattro viti di fissaggio delle fascette al condotto ingresso aria di raffreddamento (vista B).

s. Installare la scatola di giunzione (vista A) nel comparto elettronico.

Nota

Ogni qualvolta viene installata la scatola di giunzione, occorre effettuare il controllo dell'impianto APC, secondo le procedure di cui al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-8.

t. Collegare i connettori elettrici nella parte inferiore della scatola di giunzione (vista A).

u. Installare le sette viti di fissaggio della scatola di giunzione al proprio supporto (vista A).

v. Collegare il cavo del filtro antidisturbi radio.

w. Rimuovere la tavola protettiva dei connettori del comparto elettronico.

x. Installare gli apparati elettronici.

y. Ripristinare la configurazione originale del velivolo.

2-103. MANEGGIO DEGLI APPARATI ELETTRONICI

2-104. Trasportare sempre le apparecchiature elettroniche impiegando l'apposita maniglia.

AVVERTENZA

Prima di sollevare un apparato elettronico assicurarsi che la maniglia sia in posizione verticale altrimenti l'asta di bloccaggio si danneggia.

2-105. RIMOZIONE ED INSTALLAZIONE DEGLI APPARATI ELETTRONICI

2-106. RIMOZIONE. Rimuovere ciascun apparato elettronico dal relativo comparto nel modo che segue:

a. Scollegare i cavi o le tubazioni flessibili come necessario.

b. Premere il pulsante sul lato superiore della maniglia e sollevare la maniglia stessa per sbloccare l'apparato.

c. Sollevare l'apparato, tenendolo per la maniglia, per scollegare il connettore elettrico.

Nota

Se i rulli della maniglia non si accoppiano con l'estruso, effettuare una regolazione verticale (vedere paragrafo 2-108).

d. Con la maniglia alzata, sollevare l'apparato dell'incastellatura del comparto elettronico.

AVVERTENZA

Il connettore elettrico dell'apparato non deve mai essere usato come supporto di appoggio. Occorre usare particolare attenzione affinché gli spinotti del connettore stesso non siano danneggiati o contaminati da corpi estranei.

e. Dopo la rimozione dell'apparato, installare una tavola di legno sul pavimento del comparto elettronico.

f. Installare gli appositi tappi di plastica su tutti i connettori scollegati.

2-107. **INSTALLAZIONE.** Installare gli apparati elettronici nel modo che segue:

a. Ispezionare le guide dell'incastellatura e dell'apparato per danneggiamento e contaminazione.

b. Rimuovere la tavola di legno.

c. Pulire perfettamente l'area riservata all'apparato nel comparto elettronico mediante aspiratore.

d. Rimuovere i tappi di plastica dei connettori e ispezionarli per danneggiamento e contaminazione.

AVVERTENZA

In fase di installazione non forzare mai sull'apparato per collegare il connettore elettrico.

e. Con la maniglia alzata, inserire l'apparato nelle apposite guide e farlo scorrere in basso.

f. Esercitare una adeguata pressione sulla maniglia, per collegare il connettore elettrico dell'apparato.

g. Se il velivolo è alimentato, si deve accendere la spia posta nella parte superiore dell'apparato.

h. Se il connettore non si inserisce, esercitando una pressione ragionevole, seguire la procedura di cui ai paragrafi j. e l.

i. Abbassare la maniglia in posizione bloccata.

j. Sollevare e poi riabbassare l'apparato.

k. Se il connettore non si inserisce ancora, rimuovere l'apparato, quindi controllare il connettore stesso e la guida per danneggiamento.

l. Se il connettore non si inserisce ancora, dopo aver esercitato una certa pressione, mettere una mano sulla maniglia e l'altra sull'apparato e spingere verso il basso, con una breve ma brusca pressione.

Nota

Tale pressione deve essere sufficiente ad inserire il connettore.

2-108. REGOLAZIONE DELLE MANIGLIE DEI CONTENITORI DEGLI APPARATI ELETTRONICI

2-109. Regolare le maniglie dei contenitori degli apparati elettronici come segue:

a. Allentare le due viti della maniglia.

b. Far scorrere il cuneo sotto la maniglia sul piano orizzontale, attraverso il lato superiore del contenitore.

c. Osservare l'azione d'inserimento e disinserimento dei rulli.

d. Registrare il cuneo nella posizione ottima.

e. Serrare le due viti di fissaggio della maniglia.

2-110. SCATOLA DI GIUNZIONE DEL COMPARTO ELETTRONICO

2-111. **RIMOZIONE.** Rimuovere la scatola di giunzione del comparto elettronico nel modo che segue:

a. Rimuovere le sette viti che fissano la scatola di giunzione al proprio supporto.

b. Sollevare la scatola di giunzione fino a permettere l'accesso al lato inferiore della scatola stessa.

c. Scollegare i due connettori sul lato inferiore ed i terminali dei cavi collegati nella scatola di giunzione.

AVVERTENZA

Installare i tappi in plastica sui connettori scollegati.

d. Rimuovere la scatola di giunzione dal comparto elettronico.

2-112. **INSTALLAZIONE.** Installare la scatola di giunzione nel comparto elettronico nel modo seguente:

a. Disporre la scatola di giunzione nel comparto elettronico.

b. Rimuovere i tappi di plastica dai connettori elettrici.

Nota

Ogni qualvolta viene installata la scatola di giunzione, occorre effettuare il controllo dell'impianto APC, secondo le procedure di cui al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-8.

c. Sollevare la scatola di giunzione fino a permettere l'accesso al lato inferiore della stessa.

d. Collegare i due connettori elettrici.

e. Installare le sette viti di fissaggio della scatola al supporto.

2-113. PROVE DI CONTINUITÀ E DI CORTOCIRCUITO

2-114. Le prove di continuità e di cortocircuito sono effettuate allo scopo di isolare conduttori interrotti od in cortocircuito che determinano l'inefficienza parziale o totale di un apparato. Per facilitare le prove di continuità, devono essere impiegati gli schemi elet-

trici di interconnessione riportati nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-13.

AVVERTENZA

- Effettuare le prove di continuità e di cortocircuito solamente nei punti di sconnessione dei conduttori. Non interrompere l'isolamento nei punti intermedi; l'isolamento danneggiato può comportare avarie del conduttore durante l'impiego del velivolo.
- L'uso di un tester per verificare particolari o componenti elettronici, può danneggiare i semiconduttori posti negli stessi. Porre molta attenzione per determinare i componenti di un circuito che possono essere interessati da tale avvertenza.

2-115. Effettuare la prova di continuità del cablaggio del velivolo e la prova di cortocircuito mediante un tester P/N MU-2, od equivalente, nel modo che segue:

a. Scollegare l'alimentazione dall'apparato disinserendo tutti gli interruttori automatici interessati posti nella centralina a c.a., nella scatola di giunzione del comparto elettronico e sui pannelli laterali dell'abitacolo.

b. Scollegare i conduttori delle batterie.

c. Scollegare l'alimentazione elettrica esterna dal velivolo.

d. Scollegare i connettori elettrici connessi all'apparato.

e. Effettuare la prova di continuità dei conduttori singoli nel cablaggio del velivolo interessato.

f. Verificare tra gli spinotti dei connettori all'estremità opposta di ciascun cavo ed usare i punti intermedi per isolare la discontinuità rilevata.

g. Effettuare la prova di cortocircuito tra ciascuna coppia di spinotti di ciascun connettore.

h. Effettuare la prova di cortocircuito tra ciascun spinotto di ciascun connettore e la struttura del velivolo.

i. Eliminare ogni inconveniente riscontrato.

Nota

Prima di sostituire qualsiasi conduttore o cavo dei circuiti elettrici del velivolo, fare riferimento allo schema applicabile del manuale AER.1F-104S/ASAM-2-13. Tale manuale fornisce i dettagli circa i cablaggi che possono facilitare le prove di continuità e di cortocircuito.

j. Collegare i connettori degli apparati che sono stati scollegati durante l'operazione d.

k. Collegare i cavi delle batterie.

l. Inserire gli interruttori automatici disinseriti nella operazione a.

m. Effettuare la prova funzionale dell'apparato (fare riferimento alla sezione applicabile di questo manuale).

ATTENZIONE

Quando la manutenzione del velivolo è ultimata il velivolo deve essere riportato nelle condizioni di volo. Sportelli o pannelli di ispezione allentati, oppure apparati di prova ed attrezzi lasciati sul velivolo possono anche causare la perdita del velivolo stesso.

2-116. COLLEGAMENTO A MASSA

2-117. Per i requisiti del collegamento a massa fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-1.

2-118. PULIZIA

ATTENZIONE

- Fare uso di solventi solo in zone ben ventilate, per evitare di respirarne i vapori, dannosi al personale.
- Tenere i solventi lontano dal fuoco in quanto la maggior parte sono infiammabili e potrebbero provocare incendi ed esplosioni.
- Non usare aria compressa per asciugare o pulire gli apparati. Il materiale soffiato può ferire il personale.

2-119. LUBRIFICAZIONE

2-120. La lubrificazione degli apparati non è illustrata in questo manuale, in quanto viene effettuata ad un livello più avanzato di manutenzione.

2-121. CONDIZIONI AMBIENTALI

2-122. Tutti gli apparati elettronici installati sul velivolo devono essere stati controllati per umidità e formazioni di muffa, prima dell'installazione sul velivolo.

2-123. ISPEZIONI A VISTA

2-124. I componenti degli apparati devono essere ispezionati durante i controlli e la eliminazione difetti, per assicurare che non si verifichi una delle seguenti condizioni:

- a. Corrosioni, rotture, scheggiature dei telai.
- b. Posizione non corretta o eccessiva usura delle guarnizioni.
- c. Spinotti piegati, o bruciati, o filettature dei connettori spanate.
- d. Difficoltà nella regolazione dei comandi o degli interruttori.
- e. Cablaggi tra i componenti degli apparati o tra i diversi apparati disposti in modo non corretto o usurati.

f. Componenti, complessivi o parti varie allentate o mancanti.

2-125. ANTENNE

2-126. Per la manutenzione delle antenne, fare riferimento alle sezioni relative alla manutenzione degli impianti specifici.

2-127. SUPPORTI ANTIVIBRANTI

2-128. I componenti e gli apparati elettronici sono installati su supporti antivibranti, al fine di ridurre i guasti meccanici provocati dagli urti e dalle vibrazioni. I supporti non richiedono manutenzione, ma devono essere ispezionati all'atto della rimozione

degli apparati o quando vi siano tracce di deterioramento. Un sintomo di fatica è la trasmissione di eccessive vibrazioni all'apparato. In questo caso il supporto deve essere immediatamente sostituito. Per istruzioni più dettagliate circa i supporti antivibranti, fare riferimento alle sezioni relative alla manutenzione dei singoli apparati.

2-129. PROCEDURE DI CARICAMENTO E SCARICAMENTO DELLE MUNIZIONI CONVENZIONALI

2-130. Le procedure di caricamento e scaricamento relative a missili, lanciamissili e travetti sono trattate nel manuale AER.1F-104S/ASAM-33-1-2, PROCEDURE DI CARICAMENTO MUNIZIONI CONVENZIONALI.

SEZIONE III

SISTEMA DI PUNTAMENTO E CONTROLLO ARMAMENTO INFORMAZIONI GENERALI

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	3-1
Descrizione del sistema	3-1

DESCRIZIONE

3-1. DESCRIZIONE DEL SISTEMA

3-2. **GENERALITÀ.** Il sistema integrato di puntamento comprende il radar, il collimatore ottico, il calcolatore di armamento (AC), l'impianto di controllo missili MRAAM, che funzionano in congiunzione con gli impianti calcolatore dei dati aerometrici (ADC) e il navigatore inerziale. Le informazioni dettagliate sull'impianto radar, collimatore ottico, l'impianto di controllo e lancio missili MRAAM sono fornite nelle Sez. IV, V, e VII del presente manuale. Le informazioni dettagliate concernenti il calcolatore dati aerometrici (ADC) ed il navigatore inerziale LN39-A2 sono fornite nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-11. Il sistema di puntamento e controllo armamento (vedere fig. 3-1) fornisce le seguenti funzioni:

- a. Ricerca ed inseguimento automatico radar del bersaglio.
- b. Presentazione sullo schermo radar dei riferimenti necessari per un corretto lancio e per la guida dei missili MRAAM.
- c. Presentazione sullo schermo radar e sul collimatore dei riferimenti per un corretto lancio dei missili AIM-9L.
- d. Presentazione planigrafica del terreno per la navigazione.
- e. Presentazione isoipsica del terreno per la navigazione.
- f. Presentazione degli ostacoli per volo a bassa quota.

3-3. **RADAR.** Il sistema radar NASARR incorpora un magnetron sintonizzabile a terra ed in volo, e funziona in due modi base: aria-aria per l'intercettazione ed aria-terra per la navigazione. La configurazione R21G-M1 comprende il calcolatore TIC per l'elaborazione e presentazione dei segnali di guida dei missili sull'indicatore radar. L'impianto NASARR riceve inoltre dal ricetrasmittitore missili energia in CW che trasmette per la guida del missile. Per l'impiego aria-aria, il NASARR fornisce la presentazione per la ricerca,

l'inseguimento e l'attacco dei bersagli aerei, unitamente alla distanza e velocità di avvicinamento, posizione e velocità angolare del bersaglio. L'impianto radar fornisce al calcolatore di armamento (AC) le informazioni necessarie affinché sul collimatore ottico siano presentati dati corretti per l'attacco con i missili AIM-9L. Per il funzionamento aria-terra, il radar fornisce le funzioni che seguono: i rilievi isoipsici (CONTOUR MAP), presentazione di ostacoli (TERRAIN AVOIDANCE), funzioni MTI/MTT e HOJ. Ulteriori informazioni sono fornite nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A (Riservatissimo).

3-4. **IMPIANTO DI COMANDO E LANCIO MISSILI MRAAM.** L'impianto di comando e lancio missili MRAAM effettua, in congiunzione con il sistema radar, il controllo dei missili con un alto grado di precisione entro un ampio campo di velocità, quota e condizioni di lancio. L'impianto produce dei segnali CW a frequenza radar che sono inviati al circuito dell'antenna NASARR e da questo trasmessi nello spazio. L'energia trasmessa e quella riflessa dal bersaglio forniscono al missile le informazioni necessarie per la guida. L'energia riflessa dal bersaglio fornisce al missile il segnale di errore angolare nell'inseguimento, mentre facendo il paragone tra il segnale riflesso e quello trasmesso dall'antenna radar, il missile è in grado di identificare il velivolo intercettore ed il bersaglio. Il paragone tra i due segnali permette inoltre al missile di ottenere i dati relativi alla distanza del bersaglio onde armare la testata esplosiva poco prima dell'impatto od in prossimità del bersaglio. Prima del lancio, il sistema produce dei segnali che sintonizzano i circuiti di ricerca e discriminazione del missile per cui esso viene predisposto per risolvere i problemi di attacco che incontrerà dopo il lancio. I dati di intercettazione del bersaglio calcolati sono inviati dall'impianto comando missili MRAAM all'indicatore radar e sono presentati come soluzione del problema di attacco. La presentazione sull'indicatore radar fornisce al pilota le informazioni necessarie per la guida del velivolo sulla corretta rotta di attacco, per il lancio dei missili entro i limiti di distanza utile. Il segnale della velocità relativa di avvicinamento è fornito dal sistema radar. Per fornire le corrette indicazioni di guida al missile, affinché questo colpisca il bersaglio, il pilota deve manovrare il velivolo in accordo con le indicazioni presentate sullo schermo radar.

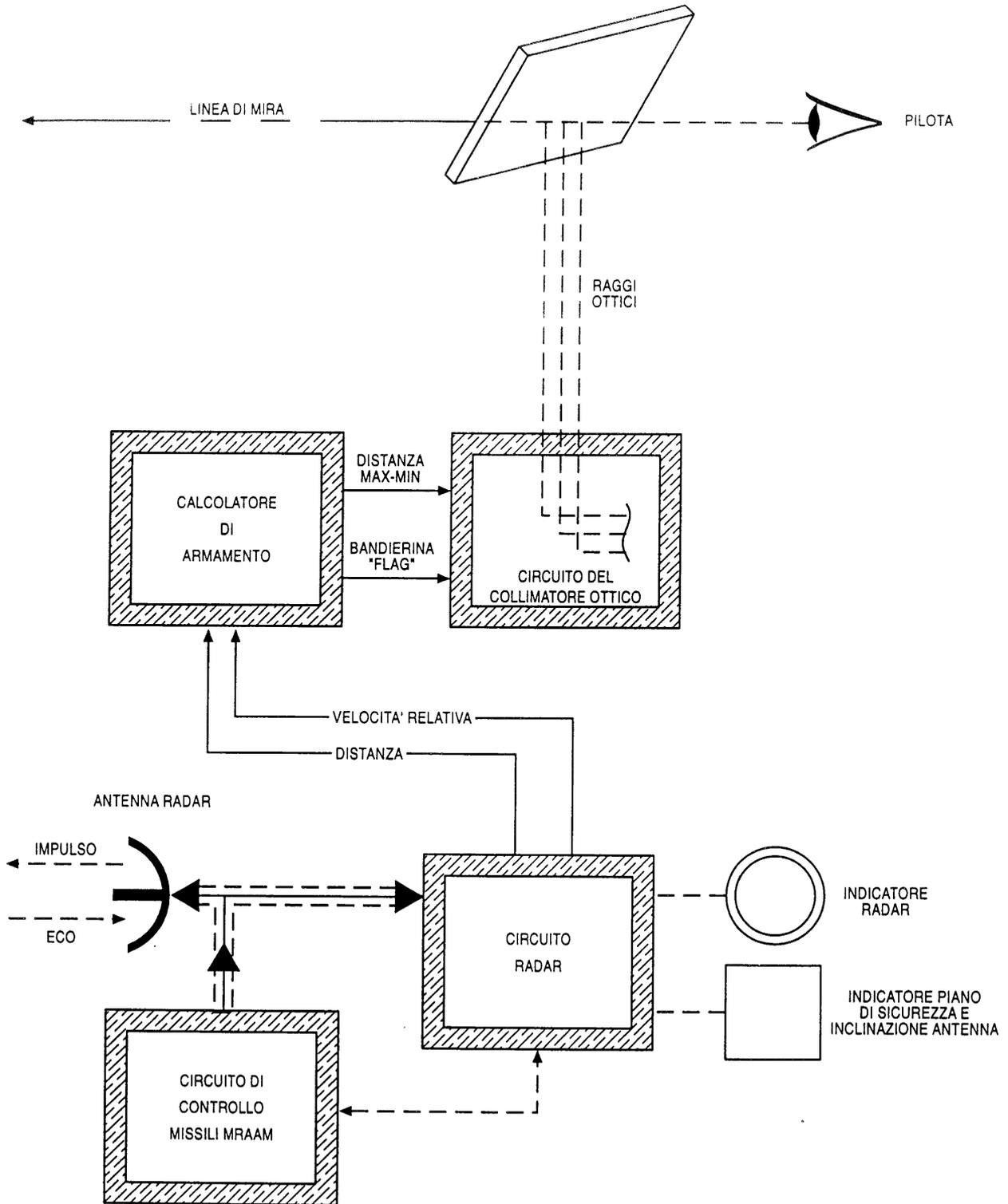


Fig. 3-1. Schema funzionale dell'impianto di puntamento e controllo armamento.

3-5. **CALCOLATORE DI ARMAMENTO AC.** Il calcolatore di armamento AC elabora i segnali analogici di distanza per regolare la posizione della barra analogica di distanza del reticolo di puntamento del collimatore ottico. La barra ha lo scopo di indicare al pilota la distanza del bersaglio durante il funzionamento in AIM-9L. L'AC fornisce pure segnali audio al ricetrasmittitore UHF quando il bersaglio è in portata (IN RANGE) e quando occorre interrompere la curva di caccia (BREAKAWAY). Per le prove funzionali e l'eliminazione difetti del calcolatore di armamento fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A (Riservatissimo).

3-6. **IMPIANTI COLLATERALI.** Il sistema di puntamento e controllo armamento funziona in congiunzione con il navigatore inerziale e il calcolatore dati aerometrici (ADC). L'impianto di navigazione inerziale fornisce al sistema di puntamento e controllo armamento i dati relativi all'assetto del velivolo in beccheggio e rollio necessari per la stabilizzazione della ricerca radar, per il calcolo dei dati di lancio dei missili AIM-9L e per la presentazione ottica al pilota durante l'attacco in aria-aria. L'ADC fornisce alle apparecchiature radar i dati che sono usati nei calcoli per il funzionamento in AIR TO AIR e TERRAIN AVOIDANCE. I segnali ADC maggiormente usati sono funzione della velocità vera, della pressione,

della quota, del numero di Mach, dell'angolo d'incidenza e del rapporto della densità dell'aria. L'impianto di puntamento e controllo armamento dipende, oltre che dal funzionamento dei suddetti impianti, anche dall'impianto di alimentazione di energia elettrica del velivolo, nonché dagli impianti di raffreddamento e pressurizzazione.

3-7. **COMANDI DELL'IMPIANTO DI PUNTAMENTO E CONTROLLO ARMAMENTO.** I comandi del sistema di puntamento sono i seguenti:

- a. I comandi posti sul quadretto di comando radar dislocato sul pannello laterale sinistro.
- b. I comandi posti sull'indicatore radar dislocati al centro del cruscotto inferiore.
- c. I comandi del collimatore ottico sul pannello OPTICAL SIGHT dislocato sulla sinistra dell'indicatore radar.
- d. L'interruttore selettore dell'armamento è posto sul pannello armamento sul lato sinistro del cruscotto.

Nota

In aggiunta a questi comandi il collimatore ottico è dotato di un pulsante di prova per testare che il collimatore funzioni regolarmente. Tale pulsante è posto sul pannello laterale destro.

SEZIONE IV

SISTEMA DI PUNTAMENTO E CONTROLLO ARMAMENTO-RADAR

La Sezione IV è inserita nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A che è il supplemento RISERVATISSIMO del presente manuale.

SEZIONE V

SISTEMA DI PUNTAMENTO E CONTROLLO ARMAMENTO

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	5-1
Descrizione dell'impianto	5-1
Descrizione dei componenti	5-1
Presentazione del collimatore ottico	5-6
Descrizione del funzionamento	5-7
Circuiti del calcolatore di armamento	5-24
Alimentazione elettrica	5-25
PROVE FUNZIONALI	5-25
ELIMINAZIONE DIFETTI	5-25
MANUTENZIONE	5-25
Generalità	5-25
Collimatore ottico	5-25
Comando depressione reticolo	5-32
Deviatore NORM/OFF/MAN	5-32
Comando RETICLE LIGHT	5-32
Regolazioni e controlli	5-33
Pulizia	5-33
Lubrificazione	5-33

DESCRIZIONE

5-1. DESCRIZIONE DELL'IMPIANTO

5-2. **GENERALITÀ.** L'impianto di puntamento comprende un collimatore e un comando manuale di depressione reticolo (vedere fig. 5-1). Esso ha lo scopo di fornire al pilota una presentazione contenente le informazioni necessarie per consentire un corretto puntamento e un sicuro ed efficace impiego dell'AIM-9L durante attacchi contro bersagli aerei. Tale presentazione, costituita dall'immagine luminosa di un reticolo e di vari riferimenti su un vetro traslucido posto di fronte al pilota, è controllata dai segnali forniti dagli impianti associati. A tale scopo l'impianto collimatore ottico opera in congiunzione con il radar, l'impianto navigatore inerziale e il calcolatore di armamento (AC).

5-3. Il funzionamento dell'impianto collimatore ottico è controllato dal deviatore NORM/OFF/MAN (vedere fig. 5-1, part. 3), posto sul quadretto OPTICAL SIGHT, tramite il quale l'impianto viene attivato e predisposto per il controllo automatico o manuale della posizione del reticolo in relazione al tipo di attacco aria-aria. Il funzionamento del collimatore ottico e delle apparecchiature associate è inoltre controllato mediante il selettore AIM-9/MRAAM/SAFE (vedere fig. 5-1, part. 6) del quadretto armamento, il quale oltre a selezionare i circuiti specifici dell'armamento, predispone anche i circuiti del sistema di puntamento per il funzionamento secondo il tipo di mis-

sile impiegato. Nella tabella 5-1 sono riportati in sintesi i vari modi di funzionamento del collimatore ottico e le funzioni fornite.

5-4. DESCRIZIONE DEI COMPONENTI

5-5. **COLLIMATORE OTTICO.** Il collimatore ottico è montato nell'abitacolo sopra al cruscotto principale con il vetro traslucido o dicroico posto tra il pilota ed il pannello centrale del parabrezza, in asse con la linea anteriore di mira del pilota (vedere fig. 5-3).

5-6. Il collimatore ottico è un'unità elettronica che viene installata direttamente sul velivolo, ed è composta da:

a. Scatola (Housing assy), che racchiude tutti i moduli elettronici e si interfaccia col velivolo con due connettori (J1 e J2) e in aggiunta un terzo connettore J3 usato per il TEST e l'armonizzazione elettronica.

b. Tubo a raggi catodici (Cathode Ray Tube assy "CRT"), è un tubo da 1,8 inch per HUD display con alte prestazioni e serve a presentare il reticolo.

c. Gruppo lenti (Optics assy), è un gruppo di 5 lenti che serve a proiettare l'immagine del CRT sullo specchio dicroico.

d. Alimentatore a bassa tensione (Low Voltage Power Supply "LVPS"), riceve dal velivolo le tensioni primarie 115 V 400 Hz e 28 V c.c. e fornisce tutte le tensioni per alimentare l'apparato.

e. Alimentatore alta tensione (High Voltage Power Supply assy "HVPS"), fornisce le tensioni richieste dal CRT.

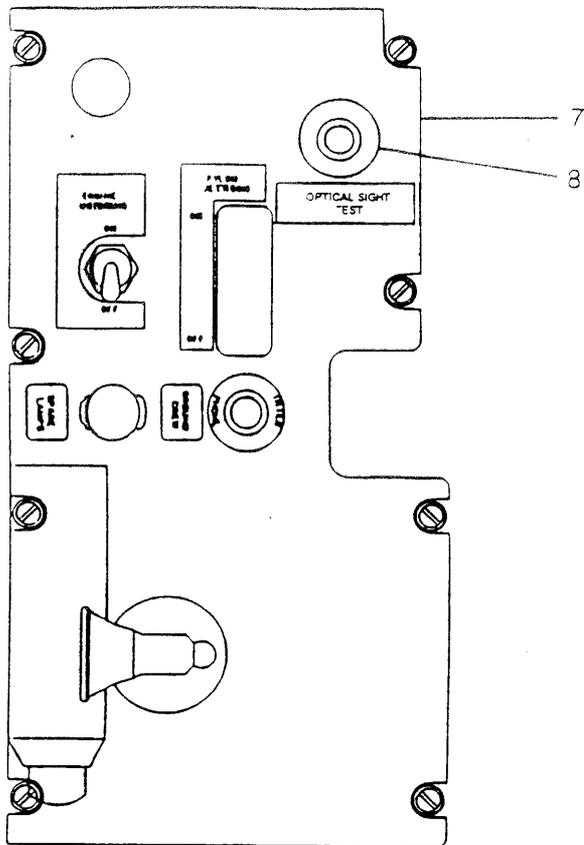
f. Due amplificatori di deflessione (PDA-H/V assy), servono a pilotare la deflessione verticale e orizzontale del CRT.

g. Modulo di linearità e deflessione (Deflection & Linearity card assy), fornisce il segnale di deflessione alla scheda PDA-H/V assy e controlla la perfetta rappresentazione del reticolo sul CRT (linearità).

h. Scheda controllo e BITE (Control & BITE card assy), controlla la luminosità e il jitter (oscillazione). La funzione di BITE monitorizza il funzionamento degli assiemi CRT, HVPS, LVPS, PDA-H/V, Deflection & Linearity assy e Symbol generator, generando un segnale di guasto che invia alla CPU.

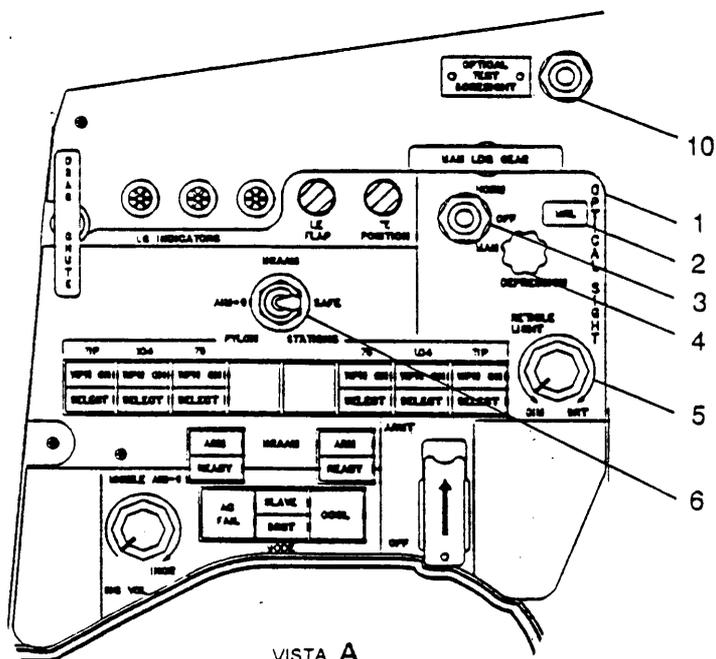
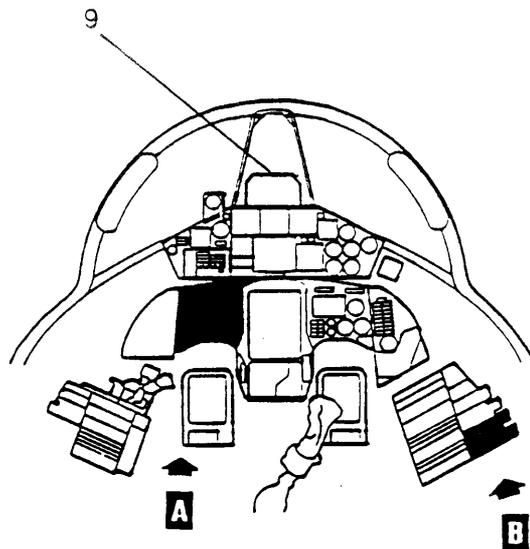
i. Generatore di simboli (Symbol generator card assy), genera e converte i segnali digitali che rappresentano i simboli del reticolo in segnali analogici di deflessione orizzontale e verticale.

j. Interfaccia e CPU (Interface & CPU card assy), la parte di interfaccia riceve i segnali esterni in accordo ai modi selezionati e provvede a fornire le istruzioni al Symbol generator per la generazione dei



VISTA B

- 1 QUADRETTO ARMAMENTO
- 2 FINESTRELLA DI INDICAZIONE POSIZIONE DEL COMANDO DEPRESSIONE RETICOLO
- 3 INTERRUETTORE NORM/OFF/MAN
- 4 COMANDO MANUALE DEPRESSIONE RETICOLO
- 5 LUMINOSITA' COLLIMATORE
- 6 SELETTORE ARMAMENTO
- 7 PANNELLO LATERALE DESTRO
- 8 PULSANTE DI PROVA COLLIMATORE OTTICO
- 9 VETRO DI COLLIMAZIONE
- 10 PULSANTE DI PROVA COLLIMAZIONE



VISTA A

Fig. 5-1. Dislocazione comandi impianto collimatore ottico e impianto calcolatore di armamento.

simboli da proiettare. La parte CPU riceve i dati digitali dalla scheda INTERFACE, li elabora e calcola il posizionamento del reticolo su CRT. La funzione BITE è quella di raccogliere l'indicazione di malfunzione degli assiemi dell'EOS bloccando la generazione dei simboli in caso di guasto.

k. Scheda di memoria (Memory card), contiene la memoria RAM con il programma di gestione della CPU e del Symbol generator card.

l. Sulla parte superiore della scatola è collocata una cartuccia di sali disidratanti (P/N 401966PISCD) visibile attraverso il parabrezza frontale, collegata al tubo catodico e al gruppo di lenti allo scopo di mantenere in questa sezione aria secca, in qualsiasi condizione meteorologica ambientale.

5-7. **COMANDO DI DEPRESSIONE RETICOLO.** Il comando di depressione reticolo è posto sul quadretto OPTICAL SIGHT. Esso è costituito da un sincrotrasmettitore, la cui posizione è regolata tramite un sistema di ingranaggi da una manopola contrassegnata con la scritta DEPRESSION. Esso è usato in congiunzione con il collimatore allo scopo di fornire al pilota un comando manuale in elevazione del reticolo di puntamento. Il comando di depressione reticolo reca una scala graduata in milliradiani, visibile attraverso una finestrella, onde permetterne la corretta regolazione da parte del pilota. Il reticolo di puntamento può essere così regolato entro il campo compreso tra 16 milliradiani al disopra e 172 milliradiani al disotto della linea di riferimento armamento. La posizione corrispondente alla linea di riferimento armamento è contrassegnata dalla sigla ADL (Armament Datum Line). Ogni scatto del comando depressione corrisponde ad uno spostamento del reticolo di 4 milliradiani. La posizione di quattro scatti sopra la posizione ADL viene identificata dalla scritta MRL (Missile Release Line) e corrisponde al punto di collimazione per il lancio dei missili AIM-9L.

5-8. **COMANDI DEL COLLIMATORE OTTICO.** I comandi per il funzionamento del collimatore ottico sono i seguenti (vedere fig. 5-1):

a. Deviatore NORM/OFF/MAN, dislocato sul quadretto OPTICAL SIGHT, ha la funzione di predisporre i circuiti del collimatore per il controllo automatico (NORMAL) o manuale (MANUAL) della posizione del reticolo, sulla base del tipo di attacco e del missile selezionato. Quando il deviatore è nella posizione NORM, la posizione del reticolo è controllata dal sistema di puntamento, mentre nella posizione MAN, la posizione del reticolo può essere regolata manualmente solo in elevazione mediante il comando DEPRESSION. Nelle posizioni NORM e MAN il deviatore applica alimentazione al collimatore.

b. Reostato RETICLE LIGHT, posto sul quadretto OPTICAL SIGHT, ha lo scopo di regolare l'intensità luminosa della presentazione dell'immagine del reticolo sul vetro dicroico. Quando la manopola di comando è ruotata nella posizione estrema in senso antiorario, il reticolo è illuminato alla minima intensità luminosa (DIM), mentre con manopola a fine corsa in senso orario, il reticolo è illuminato alla massima intensità luminosa (BRT). La posizione BRT è usata durante le missioni diurne mentre la posizione DIM è usata in missioni notturne, o diurne con scarsa luminosità.

c. Pulsante di prova OPTICAL SIGHT TEST, posto sul quadretto comandi vari del pannello laterale destro, è usato per controllare il funzionamento dei parametri analogici di distanza, di elevazione, rollio ed azimut. Questa prova è fatta per assicurarsi che il collimatore funzioni regolarmente.

d. Pulsante OPTICAL TEST BORESIGHT, posto sul pannello armamento, sopra il pannello OPTICAL SIGHT. Esso fornisce al pilota la possibilità di controllare in volo la precisione dell'allineamento dell'impianto radar e del collimatore ottico. L'azionamento del pulsante determina la rimozione temporanea dal collimatore ottico dei segnali d'angolo di anticipo generati dal computer dell'armamento in modo che il collimatore

Tabella 5-1. **Modi di funzionamento.**

IMPIEGO	POSIZIONE SELETTORE ARMAMENTO	POSIZIONE DEVIATORE NORM/OFF/MAN	FUNZIONE FORNITA	INDICAZIONE SULLA PRESENTAZIONE DEL COLLIMATORE OTTICO	COMANDO
Lancio missili AIM-9L	AIM-9	NORM o MAN (1)	Guida e puntamento	Posizione reticolo	Bloccaggio automatico su (0°) in azimut. MRL (1° + ADL) in elevazione (1) (2).
			Distanza max. e min. di lancio e di interruzione attacco.	Posizione barra analogica	Segnali di distanza calcolati dall'AC.
			Assetto in rollio	Posizione indici di rollio	Segnali di rollio dall'impianto navigatore inerziale.
Lancio missili MRAAM	MRAAM	NORM o MAN (1)	Guida e puntamento	Posizione reticolo	Bloccaggio automatico su (0°) in azimut e elevazione (1).
			Assetto in rollio	Posizione indici di rollio	Segnali di rollio dall'impianto navigatore inerziale.
SAFE	SAFE	NORM	Guida e puntamento	Posizione reticolo	Bloccaggio automatico su (0°) in azimut e elevazione (1).

Nota: (1) Sulla posizione MAN, la posizione del reticolo in elevazione deve essere stabilita manualmente col comando DEPRESSION.
(2) Prima del lock-on radar o nel modo AIM-9 BORESIGHT. Nel modo AIM-9 SLAVE pilotaggio comandato dal calcolatore di armamento AC.

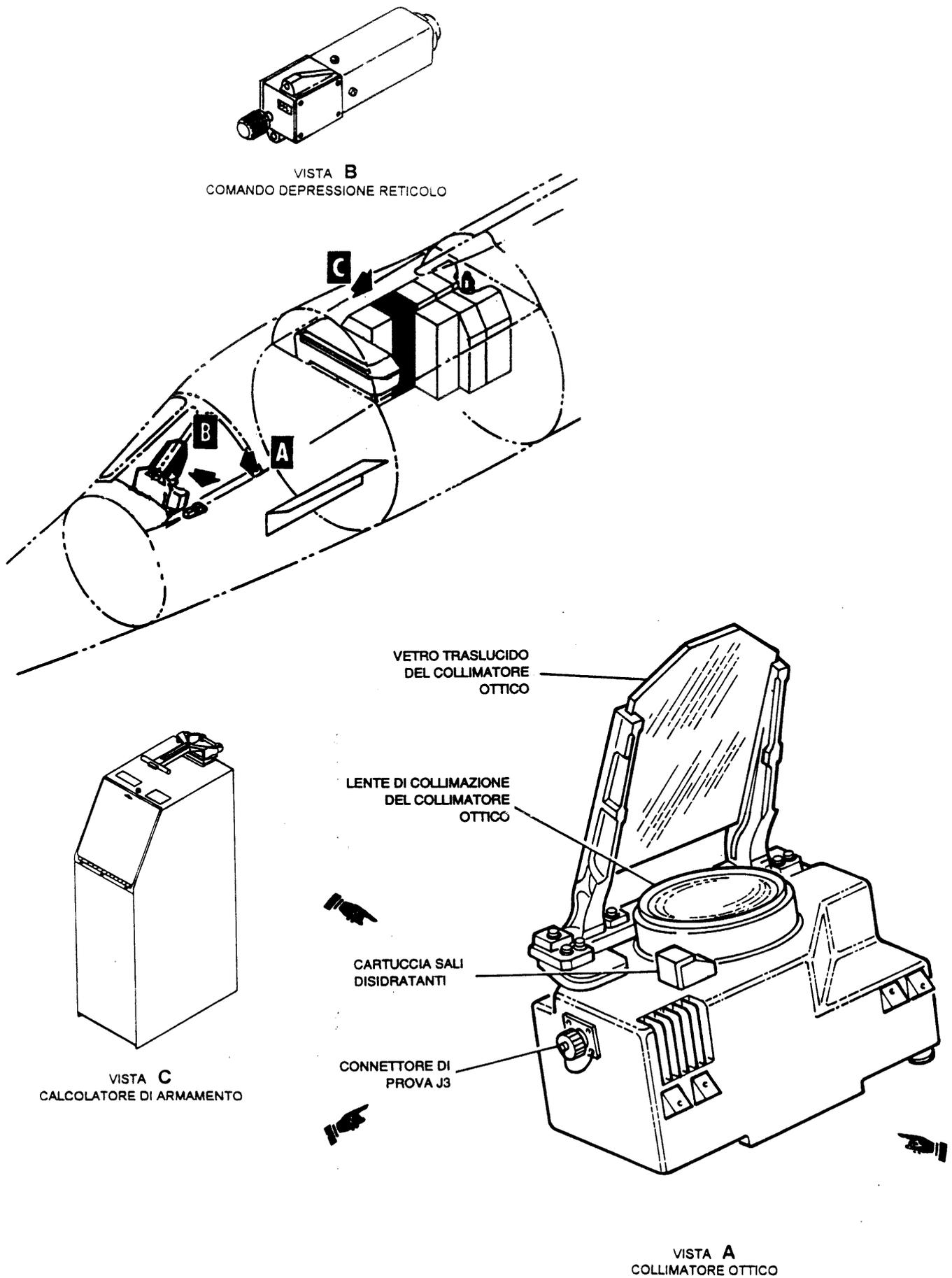


Fig. 5-2. Dislocazione apparecchiature impianto collimatore ottico e impianto calcolatore di armamento.

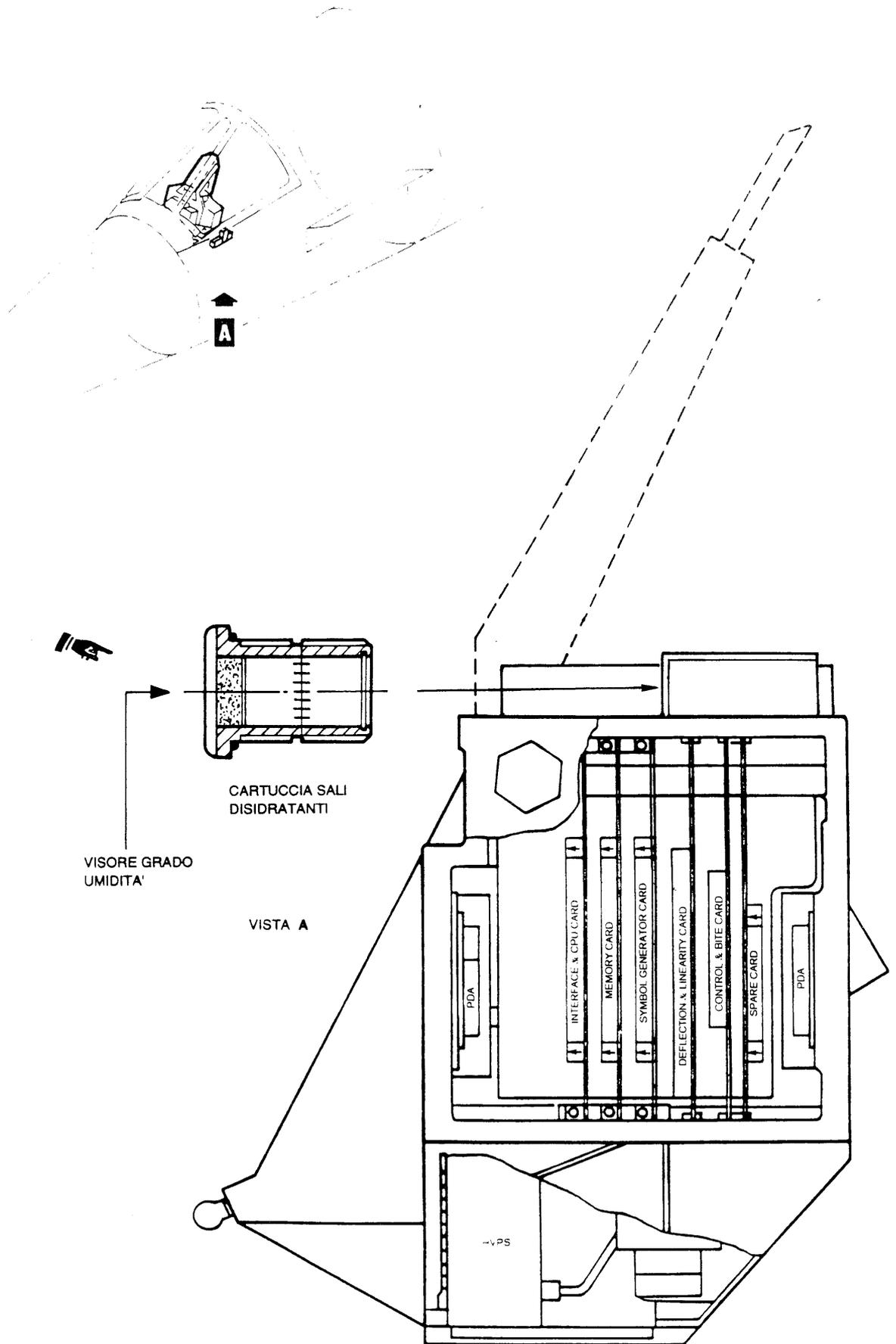


Fig. 5-3. Collimatore ottico (collimatore ottico elettronico EOS) - Localizzazione schede.

ottico resti controllato solamente dai segnali di posizione dell'antenna radar. Azionando il pulsante OPTICAL TEST BORESIGHT nelle giuste condizioni operative, il punto guida (PIPPER) non è più controllato dal computer dell'armamento ma dal radar, ed in entrambe le posizioni il PIPPER deve rimanere centrato sul bersaglio che si sta inseguendo. La mancanza di allineamento denoterebbe una delle seguenti anomalie:

1. Incorretta collimazione del radar o del collimatore ottico.

2. Errori del sincro di posizione del radar o problemi sui segnali di deflessione dovuti a malfunzionamento di una o più schede all'interno del collimatore ottico.

3. Errori di collimazione elettrica o di inseguimento del radar.

4. Possibile distorsione del fascio radar dovuto al radome.

5-9. CALCOLATORE DI ARMAMENTO (AC). Il calcolatore di armamento AC è montato nel comparto elettronico. Durante il funzionamento per il lancio dei missili il calcolatore determina la distanza massima e minima di lancio e fornisce queste informazioni, unitamente alla distanza radar, al collimatore ottico per la presentazione visiva delle condizioni di lancio dell'arma. Per tale funzione esso riceve segnali di distanza del bersaglio e di velocità relativa dal radar, la quota ed i segnali di pressione totale dal calcolatore dati aerometrici. L'AC determina inoltre la distanza minima di sicurezza alla quale il pilota deve manovrare il velivolo per non essere investito dalle schegge del bersaglio colpito (BREAKAWAY, interruzione attacco). Il calcolatore fornisce dei segnali audio per l'indicazione al pilota del corretto funzionamento del missile e delle condizioni di bersaglio in portata e di interruzione attacco. L'AC contiene i seguenti moduli di inserzione rapida:

- a. SYNCHRO & RESOLVER.
- b. MIX 1.
- c. BACK-UP.
- d. MIX 2.
- e. D/A.
- f. A/D.
- g. CPU.
- h. MEMORY EXPANSION.
- i. DO1 e DO2.
- j. DI.
- k. TC.
- l. SEAM 1 e SEAM 2.

5-10. PRESENTAZIONE DEL COLLIMATORE OTTICO

5-11. GENERALITÀ (vedere fig. 5-4). La presentazione del collimatore ottico sul vetro traslucido comprende un punto di guida centrale, un reticolo anulare ad esso concentrico, degli indici di riferimento fissi in

posizione ore 3, 6 e 9, degli indici di riferimento in rollio che, con velivolo in assetto livellato orizzontale, sono disposti in posizione ore 3 e 9 e una barra analogica di distanza che, dopo l'agganciamento radar, si estende lungo l'arco di circonferenza dalla posizione ore 9 alla posizione ore 3.

5-12. ROLLIO. La presentazione di rollio sul reticolo consiste di tre indici di riferimento controllati giroscopicamente dal navigatore inerziale. Due di questi, posti in posizione ore 3 e 9, indicano l'orizzonte vero, mentre il terzo, in posizione ore 12, indica lo zenit. Due indici fissi, in posizione ore 3 e 9, indicano la posizione del piano trasversale del velivolo. Il pilota può rilevare la direzione e l'entità di inclinazione del velivolo in rollio, confrontando la posizione degli indici fissi rispetto a quelli mobili.

5-13. POSIZIONE IN AZIMUT ED ELEVAZIONE. La posizione in azimut ed elevazione della presentazione completa del reticolo sul vetro dicroico è generata dal CRT. Nel modo AIM-9L SLAVE, la posizione del reticolo di puntamento è stabilita in base alla posizione dell'antenna radar dopo l'aggancio del bersaglio. In questo caso l'elaborazione dei dati inviati in ingresso al collimatore per il posizionamento del reticolo viene effettuata dal calcolatore di armamento (AC). Nel modo AIM-9L BORESIGHT, il reticolo è bloccato sull'ADL in azimut e a 1° sopra l'ADL in elevazione. In modo manuale, la posizione del reticolo viene bloccata in azimut mentre in elevazione è stabilita in base alla selezione effettuata col comando DEPRESSION.

5-14. PRESENTAZIONE ANALOGICA DELLA DISTANZA. La posizione della barra analogica di distanza del collimatore ottico fornisce al pilota informazioni relative al momento di sparo del missile AIM-9L e le indicazioni del momento in cui occorre abbandonare la rotta di attacco (BREAKAWAY). La barra analogica di distanza compare nel momento in cui il pilota aggancia il bersaglio con il radar e si sposta dalla posizione ore 3 verso la posizione ore 9 a mano a mano che il velivolo si avvicina al bersaglio stesso. La presenza della barra completa indica che l'aggancio radar è stato effettuato. La massima distanza per il missile è indicata al pilota quando la barra è retrocessa alla posizione ore 6. La distanza alla quale il pilota deve abbandonare la rotta di attacco è indicata dalla retrocessione della barra alla posizione ore 9. Se, durante l'attacco, si verifica una condizione invalida di lancio, dovuta ad un eccessivo angolo di aspetto del bersaglio, una bandierina oscura l'indice fisso delle ore 6 e la corrispondente porzione della barra analogica. Questa condizione tuttavia non impedisce il lancio del missile ma riduce la probabilità di successo del lancio. Quando l'angolo di aspetto ritorna nei valori normali, la bandierina scompare.

Tabella 5-2. Componenti dell'impianto collimatore ottico.

COMPONENTI	NUMERO DEL PARTICOLARE	DISLOCAZIONE
Collimatore (EOS).	D1693850	Fusoliera anteriore, sopra la capottina antiriflessi.
Comando depressione reticolo (Reticole Depression Control).	701C427G3	Quadretto di comando OPTICAL SIGHT (cruscotto inferiore).
Calcolatore di armamento	08CP1001-1D	Lato sinistro posteriore del comparto elettronico.

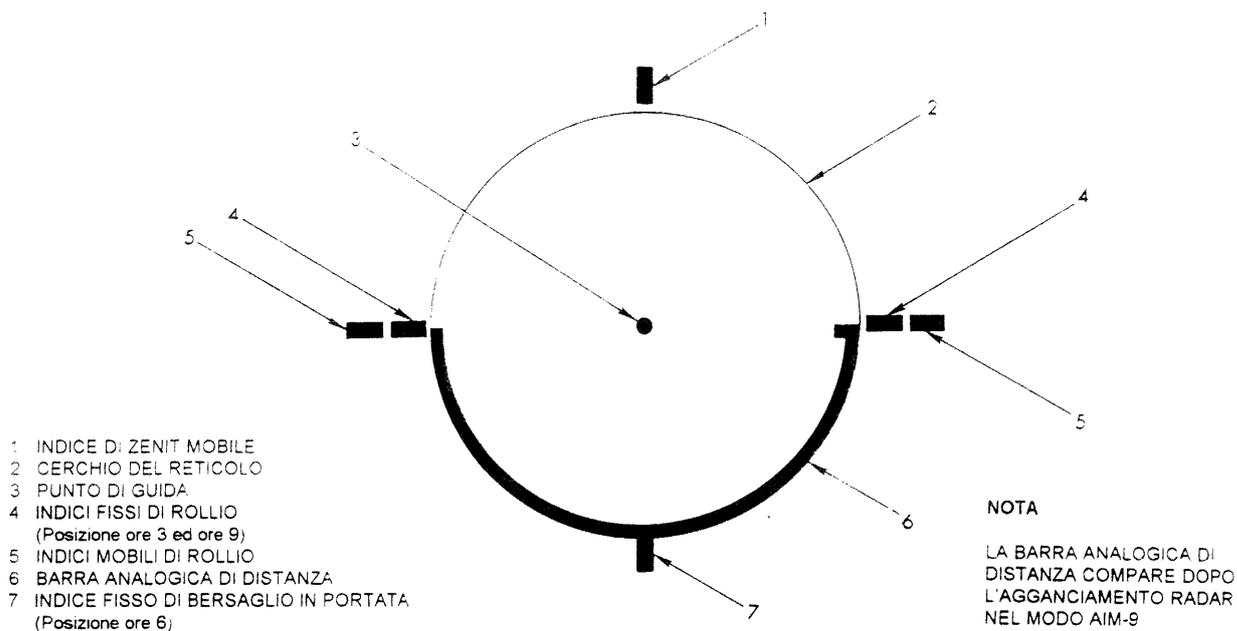


Fig. 5-4. Presentazione del collimatore ottico.

5-15. DESCRIZIONE DEL FUNZIONAMENTO

5-16. SISTEMA OTTICO. Il sistema ottico è costituito da un gruppo di 5 lenti, inclusa la lente di uscita collimatrice, e provvede alla corretta proiezione del reticolo di puntamento, visualizzato su un tubo a raggi catodici, sul vetro traslucido. Le lenti di collimazione determinano il parallelismo dei raggi di luce che costituiscono l'immagine del reticolo in modo che tale immagine proiettata sul vetro traslucido risulti focalizzata all'infinito. Ciò permette al pilota di vedere l'immagine del reticolo in ogni punto entro il fascio di luce proveniente dalla lente di collimazione, consentendogli una certa libertà di movimento del capo senza perdere la collimazione dell'immagine del reticolo o del bersaglio durante una manovra d'attacco. Il reticolo di puntamento viene elettronicamente generato su un tubo a raggi catodici tramite segnali analogici opportunamente elaborati dal modulo elettronico del collimatore. I segnali analogici di deflessione X e Y comandano rispettivamente il posizionamento lungo l'asse orizzontale e verticale del pennello elettronico che provvede a tracciare in modo opportuno l'immagine del reticolo, mentre il segnale digitale che comanda l'asse Z viene utilizzato per abilitare l'accensione o lo spegnimento del pennello stesso.

5-17. CIRCUITI ELETTRONICI DEL COLLIMATORE. I vari modi operativi relativi al tipo di attacco selezionati dal pilota (modo AIM-9, SAFE e MRAAM)

vengono acquisiti dal modulo elettronico del collimatore tramite una sezione di foto-accoppiatori che provvedono a convertire i segnali discreti di selezione (28 V c.c.) in forma digitale (livelli TTL) per permettere l'elaborazione da parte della CPU e quindi di operare nel modo prescelto.

5-18. DESCRIZIONE FUNZIONALE DEL COLLIMATORE OTTICO (vedere fig. 5-5). Il collimatore ottico è utilizzato per presentare sul vetro traslucido le seguenti informazioni:

- a. Indicazione di distanza
- b. Indicazione di rollio
- c. Indicazione di mira

Il velivolo tramite i connettori J1 e J2 fornisce al collimatore ottico i seguenti segnali di ingresso:

- Posizione di azimuth dell'antenna radar
- Posizione di elevazione dell'antenna radar
- Indicazione di rollio
- Controllo manuale di elevazione del reticolo
- Segnali di distanza
- Segnali dei modi operativi
- Linee di alimentazione
- Controllo luminosità
- Angolo di puntamento

Il collimatore ottico, sempre tramite i connettori J1 e J2, genera in uscita i seguenti segnali:

- 115 V/400 Hz Riferimento
- In-Range Output

Il collimatore ottico è costituito da una serie di moduli descritti nelle seguenti sezioni.

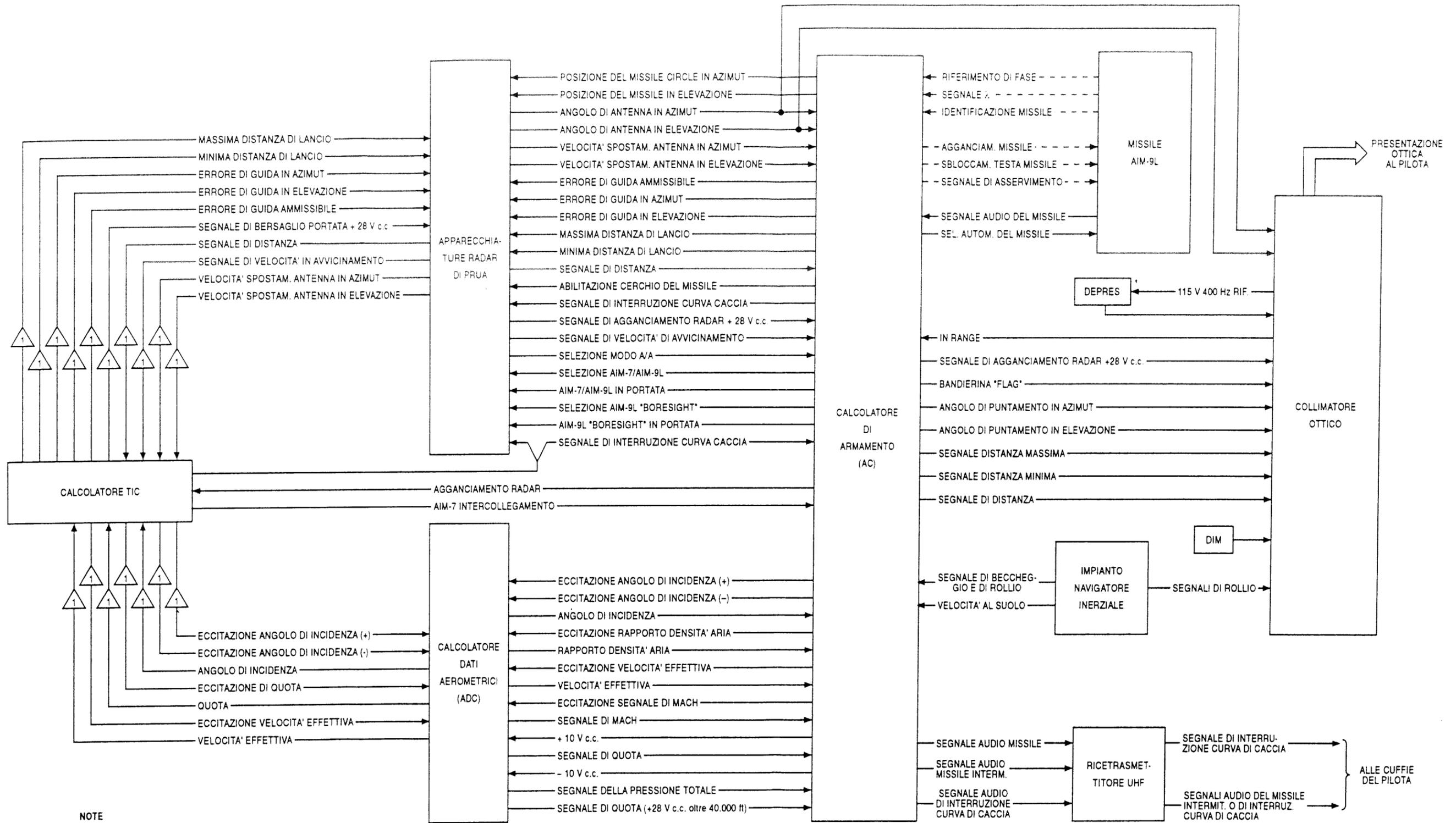


Fig. 5-5. Schema a blocchi impianto collimatore ottico e impianto calcolatore di armamento.

5-19. TUBO A RAGGI CATODICI (CRT ASSY) (vedere fig. 5-6). Nel tubo a raggi catodici l'anodo, il fuoco e la seconda griglia operano con elevate tensioni, in particolare la tensione dell'anodo è di 15 + 16 KV, quella di fuoco è di 1 + 2 KV e la tensione sulla seconda griglia è di 0,4 + 0,8 KV. Consiste fondamentalmente in un tubo a schermo piatto con 5 connettori di alimentazione e controllo, e angolo di deflessione di 45°. Lo schermo ha un diametro di 46 mm con fosfori P53.

5-20. GRUPPO OTTICO Il gruppo ottico è formato da 5 lenti diverse le quali proiettano l'immagine generata dal CRT sul vetro traslucido. Quindi l'immagine in uscita dal CRT viene prima ingrandita e poi trasmessa per via parallela sul vetro traslucido in modo da avere una visuale del reticolo proiettata all'infinito.

5-21. ALIMENTATORE DI BASSA TENSIONE. Il modulo alimentatore (vedere fig. 5-7) riceve in ingresso le alimentazioni primarie dal velivolo (rispettivamente 115 V c.a. trifase e 28 V c.c.) e genera e controlla le seguenti tensioni per l'alimentazione dell'apparato:

a. +5 V c.c. fornita alla scheda di interfaccia, alla scheda CPU, alla scheda di deflessione e linearità, alla scheda di controllo e BITE ed alla scheda di generazione del simbolo.

b. -5 V c.c. fornita rispettivamente alle schede di interfaccia e di generazione del simbolo.

c. +6,3 V c.c. fornita rispettivamente alla scheda di controllo e BITE ed al tubo a raggi catodici.

d. ±12 V c.c. fornita alla scheda di interfaccia, alla scheda di controllo, alla scheda di deflessione e linearità ed alla scheda di generazione del simbolo.

e. ±20 V c.c. fornita ai moduli di amplificazione dei segnali di deflessione inviati al tubo a raggi catodici.

f. +50 V c.c. fornita alla scheda alimentatore di alta tensione ed alla scheda di controllo.

g. -90 V c.c. fornita alla scheda di controllo e BITE.

I blocchi funzionali identificati con "OV/UV" e "115 V Monitor" sono i circuiti di BIT inclusi dentro l'LVPS. Il circuito "OV/UV" controlla continuamente la tensione generata dall'LVPS e in caso di guasto provvede, portando il segnale "LVPS FAIL" a un livello TTL basso, a segnalare che l'LVPS non è operativo. Il circuito "115 V Monitor" controlla continuamente la presenza della tensione primaria 115 V/400 HZ e in caso di guasto provvede, portando il segnale "1 st LVPS FAIL" a un livello TTL basso, a spegnere l'LVPS. Lo schema a blocchi della scheda alimentatore di bassa tensione è riportato in fig. 5-7.

5-22. ALIMENTATORE DI ALTA TENSIONE (HVPS ASSY). Lo scopo di questo alimentatore è di fornire le alte tensioni richieste per alimentare il CRT. L'HVPS riceve in ingresso la tensione di 50 V c.c. dal modulo di alimentazione di bassa tensione e internamente genera per il CRT la tensione di anodo (15 + 16 KV), quella di fuoco (1 + 2 KV) e la tensione per la gri-

glia 2 (0,4 + 0,8 KV). Sia la tensione di fuoco che quella della griglia 2 sono esternamente regolabili per permettere una regolazione ottimale del CRT. L'HVPS contiene anche un circuito di BITE che ne controlla la funzionalità e provvede a segnalare eventuali guasti alla scheda di controllo e BITE. Lo schema a blocchi della scheda alimentatore di alta tensione è riportato in fig. 5-8.

5-23. AMPLIFICATORI DI DEFLESSIONE (PDA-H/V ASSY). Consistono di due moduli, che amplificano i segnali di deflessione (orizzontale, verticale), generati dalla scheda di deflessione e linearità. Questi segnali opportunamente amplificati vengono poi inviati alle bobine di deflessione (orizzontale, verticale) del tubo a raggi catodici.

5-24. MODULO DI LINEARITÀ E DEFLESSIONE (DEFLECTION E LINEARITY CARD ASSY). Lo scopo di questo modulo è quello di fornire i segnali di deflessione ai moduli amplificatori (PDA-H/V Assy), opportunamente elaborati per ottenere l'accuratezza di presentazione richiesta del simbolo reticolo sul tubo a raggi catodici. Questa scheda contiene anche dei circuiti per il controllo della velocità di scansione del pennello elettronico del tubo a raggi catodici. Nel caso che questa velocità scenda sotto un certo limite, viene generato un segnale di FAILURE per segnalare il guasto ai circuiti di BITE. Lo schema a blocchi del modulo di linearità e deflessione è riportato in fig. 5-9.

5-25. SCHEDA DI CONTROLLO E BITE. Controlla il livello di luminosità e la corretta presentazione del simbolo reticolo sul tubo a raggi catodici. Questo modulo inoltre riceve i risultati dei controlli eseguiti sull'LVPS, HVPS, modulo di linearità e deflessione, PDA-H/V Assy, scheda di generazione simbolo, ed esegue delle azioni prestabilite nel caso vi siano dei guasti su uno o più di questi moduli. Lo schema a blocchi della scheda di controllo e BITE è riportato in fig. 5-10.

5-26. SCHEDA MADRE. Permette di interfacciare elettricamente e meccanicamente le varie schede elettroniche costituenti il collimatore. È costituita da un circuito stampato multistrato su cui sono collegati 11 connettori di interfaccia (vedere fig. 5-11).

5-27. SCHEDA DI GENERAZIONE DEL SIMBOLO. Questo modulo provvede a convertire i segnali digitali (che rappresentano la simbologia da visualizzare) provenienti dalla scheda CPU, in segnali analogici (di deflessione sugli assi X ed Y e segnale di comando pennello spento o acceso). Questa scheda è anche provvista di un circuito di BIT interno, che controlla continuamente la presentazione del reticolo sul tubo catodico e segnala eventuali problemi portando a un livello TTL basso il segnale "SG FAIL". Lo schema a blocchi di questo modulo è riportato in fig. 5-12.

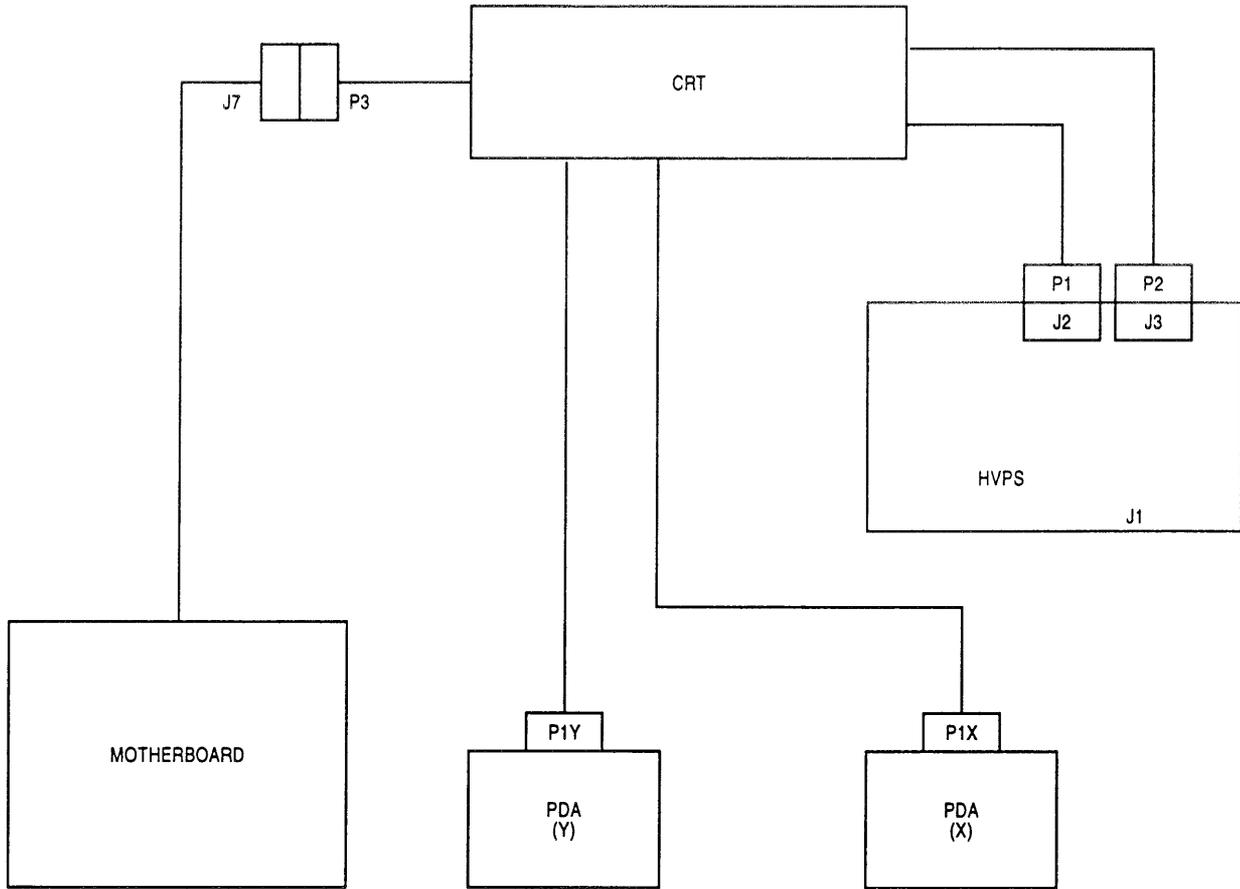


Fig. 5-6. Schema di interconnessione del tubo a raggi catodici.

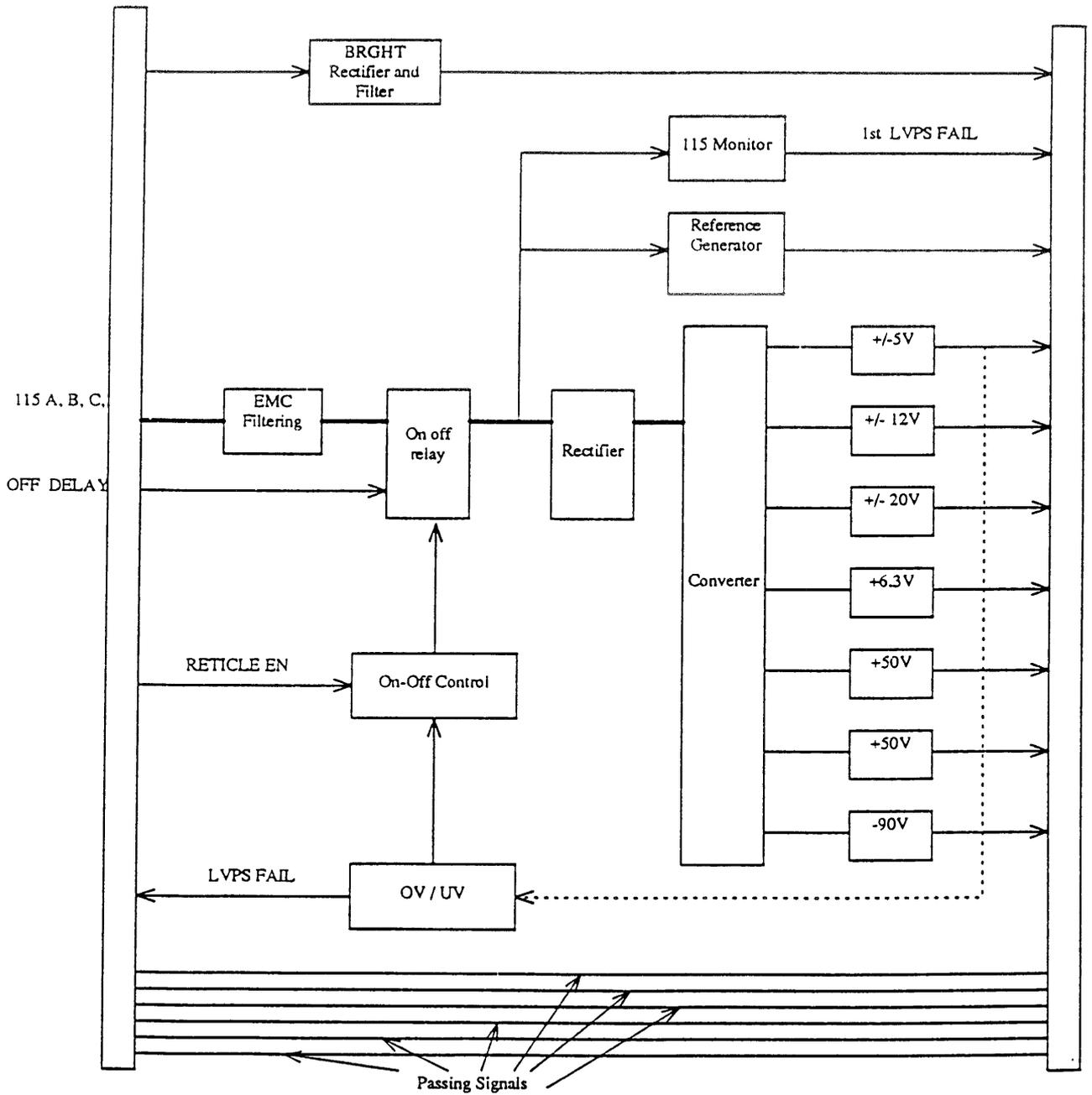


Fig. 5-7. Schema a blocchi della scheda alimentatore di bassa tensione.

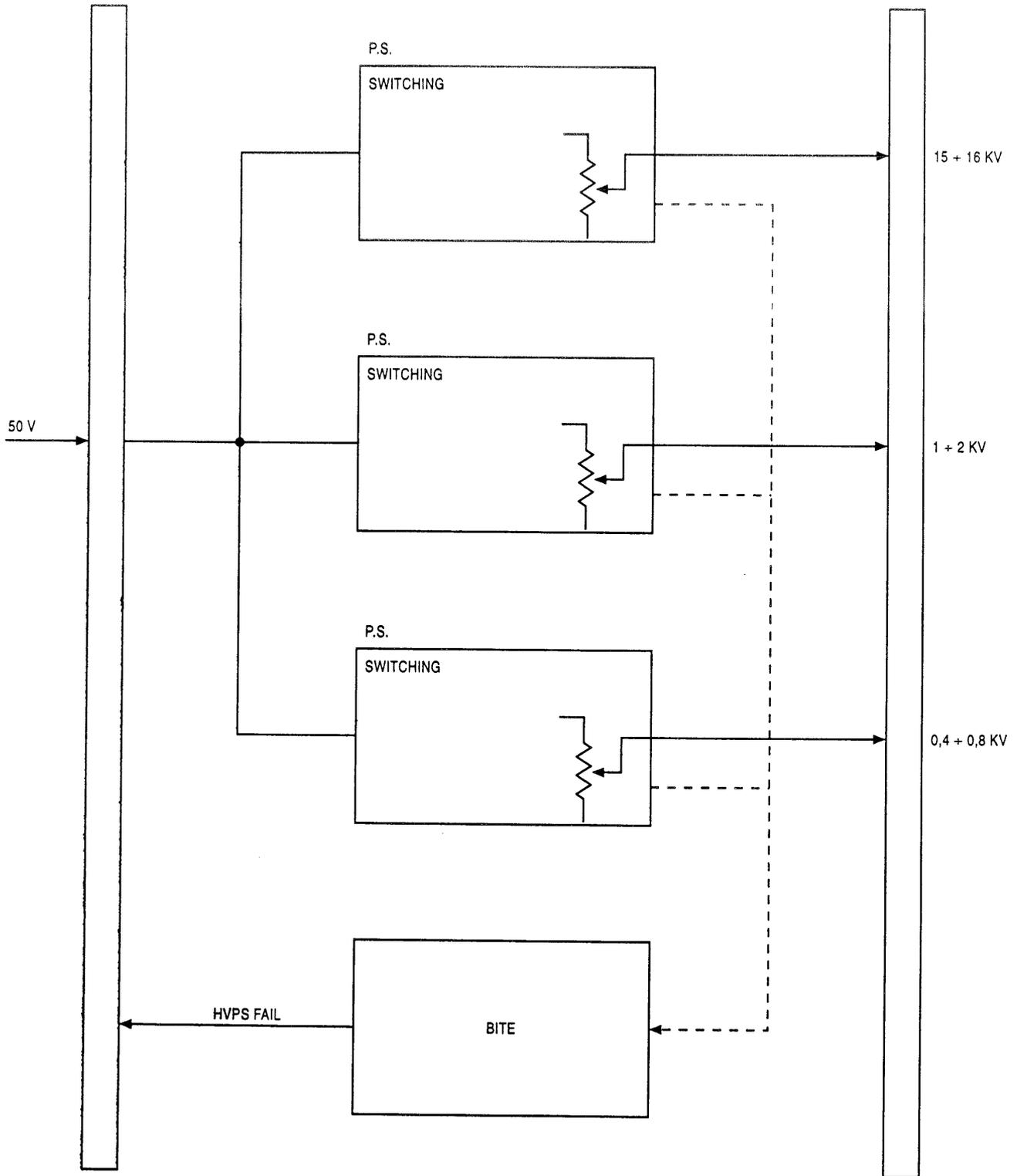


Fig. 5-8. Schema a blocchi della scheda alimentatore di alta tensione.

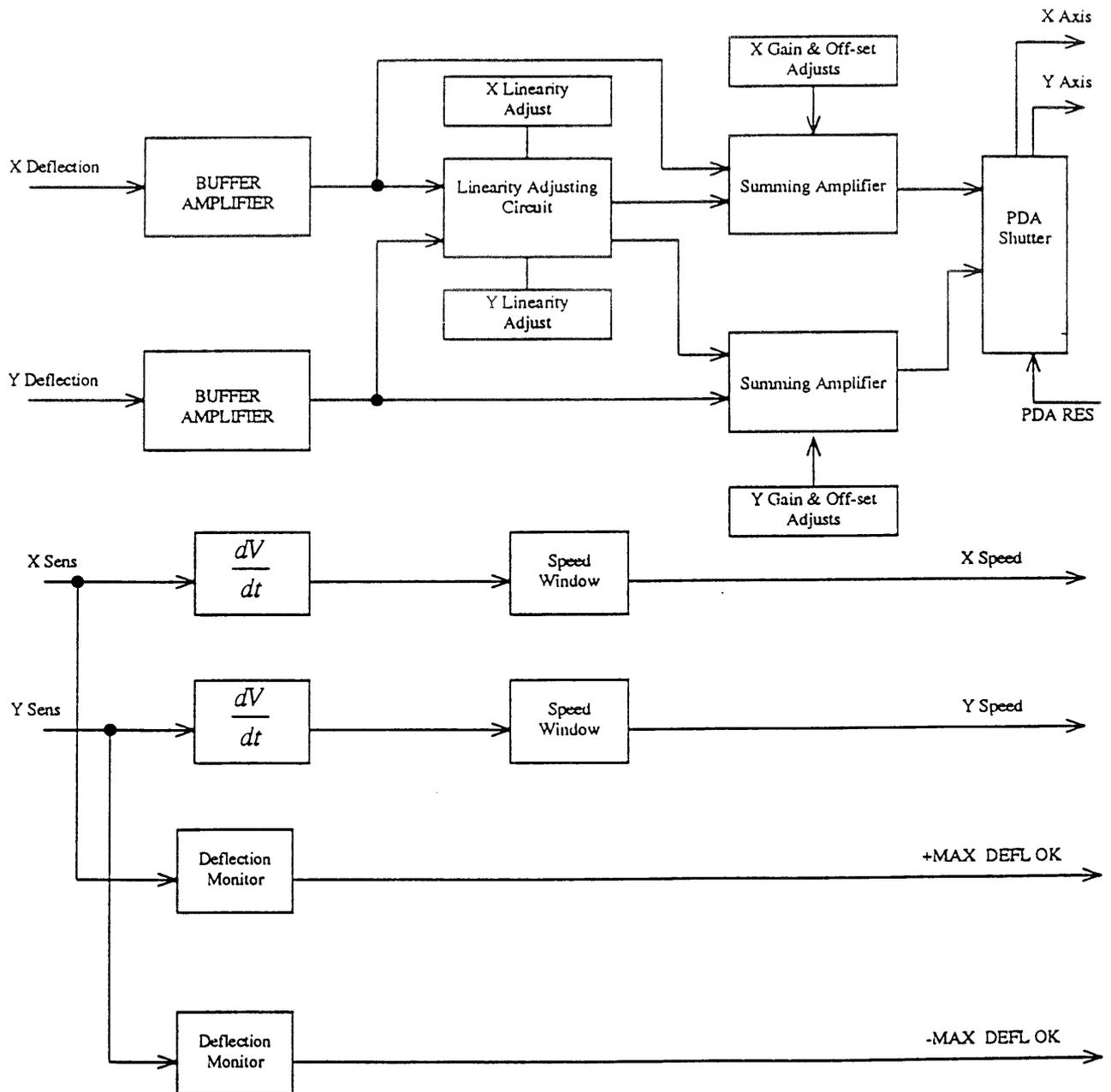


Fig. 5-9. Schema a blocchi della scheda di linearità e deflessione.

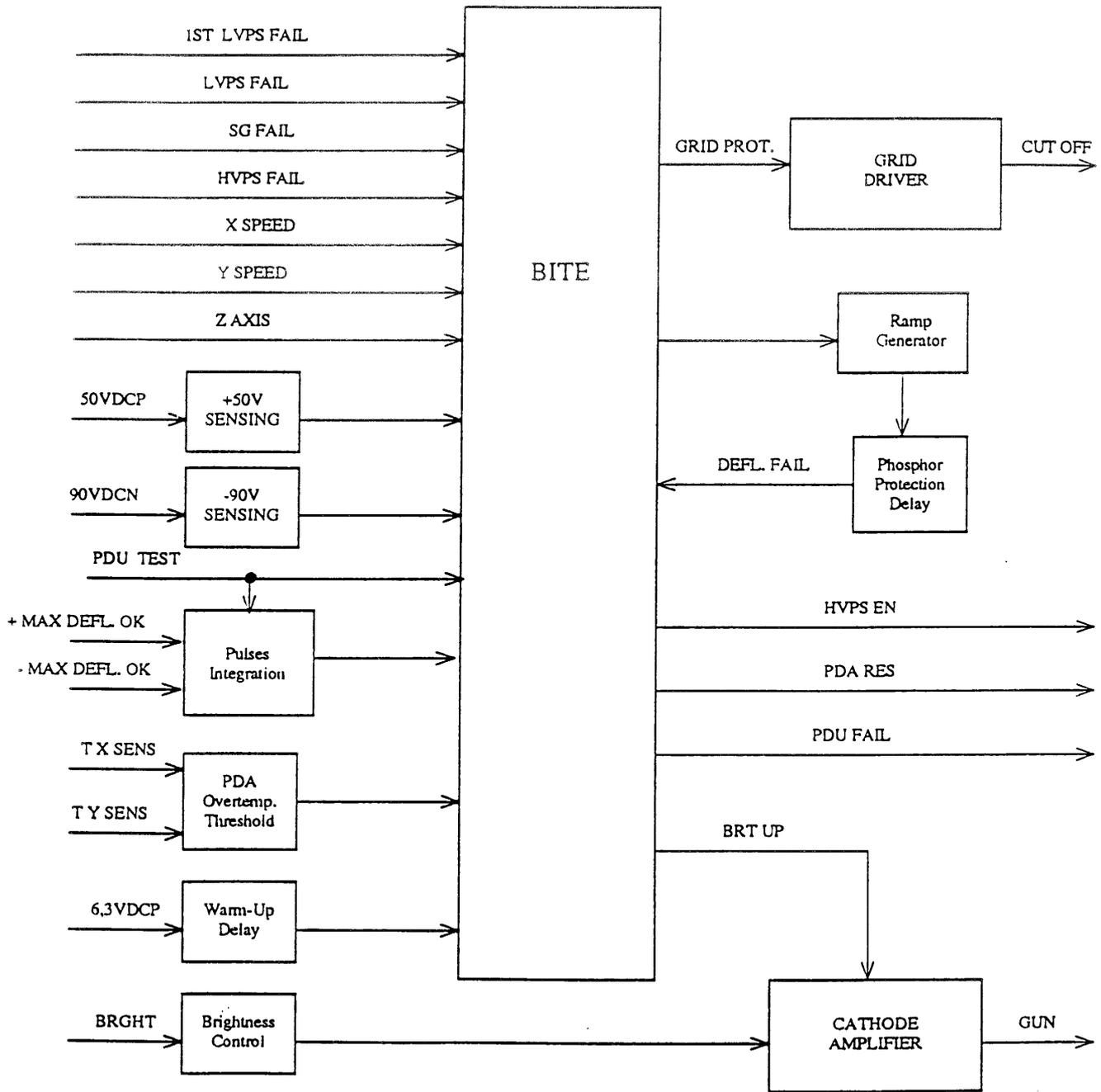


Fig. 5-10. Schema a blocchi della scheda di controllo e Bite.

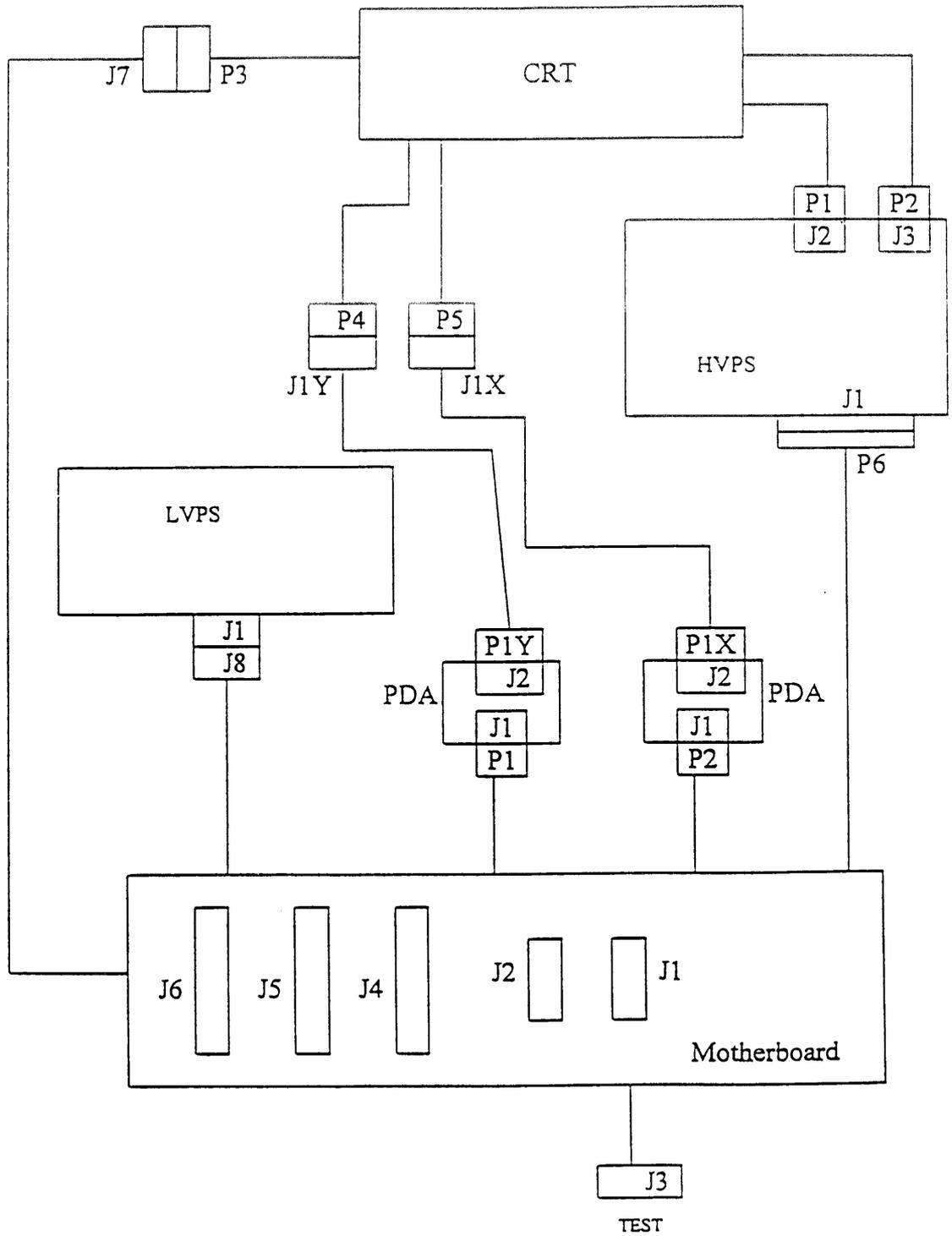


Fig. 5-11. Schema a blocchi della scheda madre.

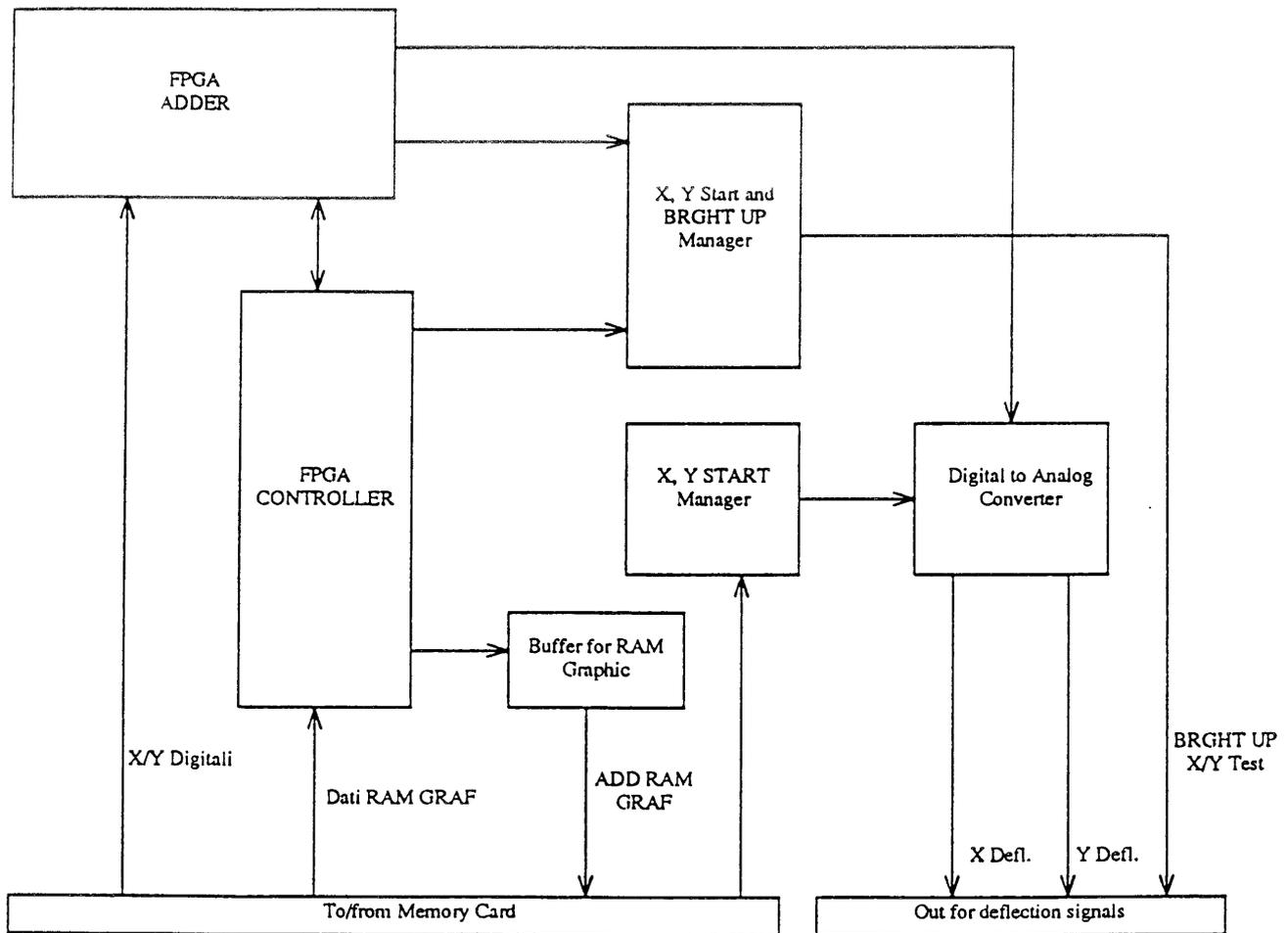


Fig. 5-12. Schema a blocchi della scheda di generazione del simbolo.

5-28. **SCHEDA DI INTERFACCIA E CPU.** Svolge due funzioni: la prima consiste nella gestione dei vari modi operativi previsti per il collimatore ottico elaborando in modo opportuno i segnali digitali inviati alla scheda di generazione della simbologia del reticolo. La seconda funzione consiste nell'acquisire e quindi convertire in forma digitale i segnali analogici provenienti dal velivolo per permetterne la corretta elaborazione da parte del microprocessore. La scheda è basata su un microprocessore Motorola 68000 con 12 MHz come frequenza di lavoro, su un banco di memorie EPROM per il caricamento del software operativo, su un convertitore (a tre canali) di segnali sincro in segnali digitali e su un convertitore di segnali analogici in digitale. Questa scheda raccoglie anche (per la funzione di BIT) tutte le indicazioni di guasti provenienti dagli altri moduli del collimatore, dentro un registro di stato. Questo registro viene letto dalla CPU quando sono attivati i processi di BIT, e si rende necessario inibire la presentazione del reticolo in caso di failure (guasto). Lo schema a blocchi di questo modulo è riportato in fig. 5-13.

5-29. **SCHEDA DI MEMORIA.** Questo modulo contiene la memoria (2 Mbit) utilizzata dalla scheda CPU sia per l'elaborazione dei dati e sia per memorizzare le informazioni necessarie per la gestione grafica del simbolo da visualizzare (la RAM grafica è costituita da un banco di 256 KByte). Lo schema a blocchi di questa scheda è riportato in fig. 5-14.

5-30. **FUNZIONAMENTO DEL COLLIMATORE NEL MODO AIM-9L.** Nel modo AIM-9L l'acquisizione del bersaglio da parte dei missili può essere operata nel modo BORESIGHT o nel modo SCAN/SLAVE tramite la selezione BRST o SLAVE sul quadretto controllo armamento. Il modo BORESIGHT viene selezionato automaticamente o manualmente dal pilota e forza il seeker del missile a rimanere puntato sulla linea di BORESIGHT. La selezione automatica avviene nel solo caso di guasto del calcolatore di armamento (AC). Nel modo BORESIGHT il collimatore utilizza dei parametri fissi memorizzati all'interno dell'apparato per il posizionamento del reticolo di puntamento. I parametri memorizzati sono espressi in gradi rispetto al centro ottico. Lungo l'asse di elevazione la posizione del reticolo è spostata di circa 1 grado (17,45 mrad) sopra la linea di riferimento armamento (ADL) fornendo al pilota un corretto riferimento di puntamento per il lancio dei missili AIM-9L. Lungo l'asse di azimut il reticolo è disposto a zero gradi, in quanto il riferimento di puntamento per il lancio dei missili AIM-9L in azimut coincide con la ADL. Se il radar non è agganciato sul bersaglio e se è selezionato il modo SLAVE il sistema opera in modo SCAN, cioè la testa del seeker opera una scansione intorno all'asse del missile per aumentare la possibilità di acquisizione dei raggi infrarossi emessi dal bersaglio. Nel modo SLAVE, la posizione del piper sul collimatore prima del lock-on del seeker è fissa su MRL. Se il pilota non intende utilizzare il radar, deve condurre l'attacco in modo visivo portando il bersaglio in prossimità del piper ed eseguire il lock-on del missile quando sente un tono in cuffia. Da questo momento il piper assume la stessa posizione del seeker, ed il pilota può così controllare il corretto aggancio sul bersaglio e operare poi il lancio quando giudica di essere a portata

utile. Nella fig. 5-15 vengono rappresentati i vari modi di funzionamento del sistema. Nella prima presentazione di fig. 5-15 viene descritto il modo SLAVE prima del lock-on del radar, la posizione del reticolo corrisponde alla linea di BORESIGHT mentre il piper sul collimatore è fisso nella posizione dell'MRL e sullo schermo radar si ha la presentazione di acquisizione. Dopo l'aggancio del bersaglio da parte del radar, si attiva il modo SLAVE e si hanno le presentazioni riportate successivamente nella fig. 5-15. Si può notare che il reticolo di puntamento si sposta in funzione dei segnali in ingresso provenienti dal sistema radar e dal calcolatore di armamento, che forniscono al collimatore gli angoli in azimut ed elevazione dell'antenna radar o della testa del missile. In questo tipo di attacco viene fornito allo schermo radar l'errore di puntamento rispetto al BORESIGHT (posizione dello STEERING DOT rispetto al centro del tubo), l'errore di puntamento consentito (rappresentato con un cerchio denominato ASE CIRCLE), la posizione del bersaglio e il RANGE massimo e minimo utile. Il pilota può lanciare l'arma quando è IN RANGE e l'errore di puntamento è nei limiti consentiti (STEERING DOT all'interno dell'ASE CIRCLE). Dopo il lock-on del missile viene altresì fornita al pilota un'indicazione dell'errore di puntamento del missile rispetto al puntamento radar. Tale indicazione è data da un cerchietto che in condizioni di errore nullo è concentrico con lo STEERING DOT. La distanza del bersaglio viene segnalata nel reticolo di puntamento dalla posizione della barra analogica, quando si è in portata utile questa barra si trova posizionata tra le ore 6 e le ore 9 e la spia di segnalazione IN RANGE sullo schermo radar si illumina. L'ultima presentazione di fig. 5-15 riguarda la condizione di BREAKAWAY che segnala un grave rischio di collisione del velivolo con il bersaglio o con i suoi frammenti; in questo caso appare sullo schermo radar una croce detta appunto di BREAKAWAY, sul reticolo di puntamento la barra analogica si posiziona sulle ore 9 ed in cuffia viene inviato al pilota un segnale con un tono specifico. Quando compare questa condizione l'attacco deve essere interrotto ed il pilota deve eseguire una manovra di evasione a massimo fattore di carico. Il pilota può anche condurre un'attacco in modo visivo, con l'utilizzo o meno del radar operando così nel modo AIM-9L BORESIGHT (vedere fig. 5-16). In questo caso si forza il seeker del missile a rimanere puntato sulla linea di BORESIGHT, al pilota vengono presentate le informazioni di RANGE attuale, RANGE massimo e minimo (se si utilizza il radar). La posizione del piper è fissa su MRL; il pilota deve portare il bersaglio in prossimità del piper ed eseguire il lock-on del missile quando sente un tono in cuffia, dopodiché deve controllare che il piper si mantenga sul bersaglio e condurre l'attacco in una condizione possibilmente di coaltitude col piper; è accettabile qualunque posizione del bersaglio entro il campo di vista del vetro diecrico anche se una condizione vicina al BORESIGHT è da considerarsi di massima efficacia. Realizzata la condizione di IN RANGE il missile può essere lanciato. L'ultima presentazione di fig. 5-16 descrive la condizione di BREAKAWAY per la quale valgono le stesse considerazioni dette in precedenza utilizzando il modo AIM-9L SLAVE.

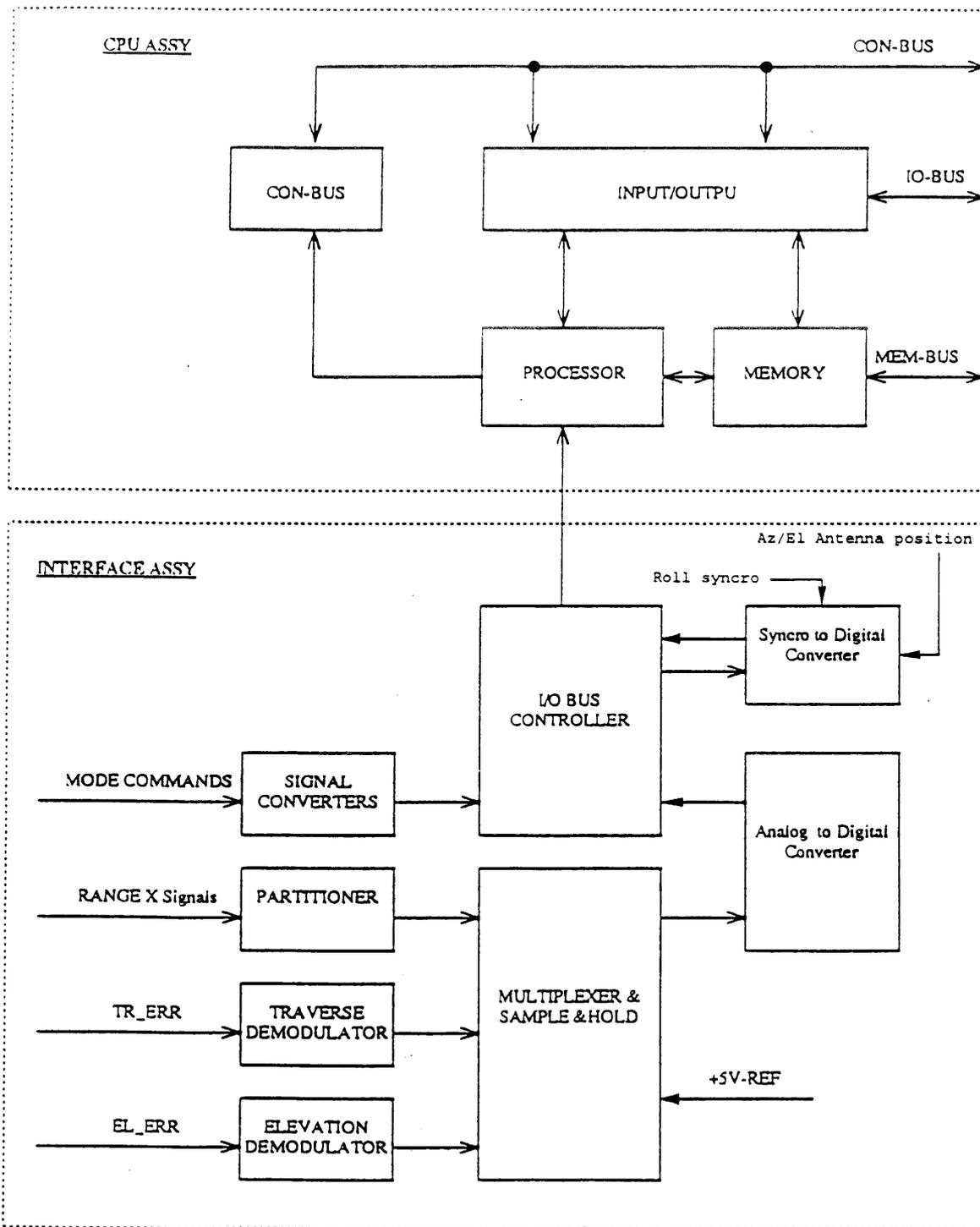
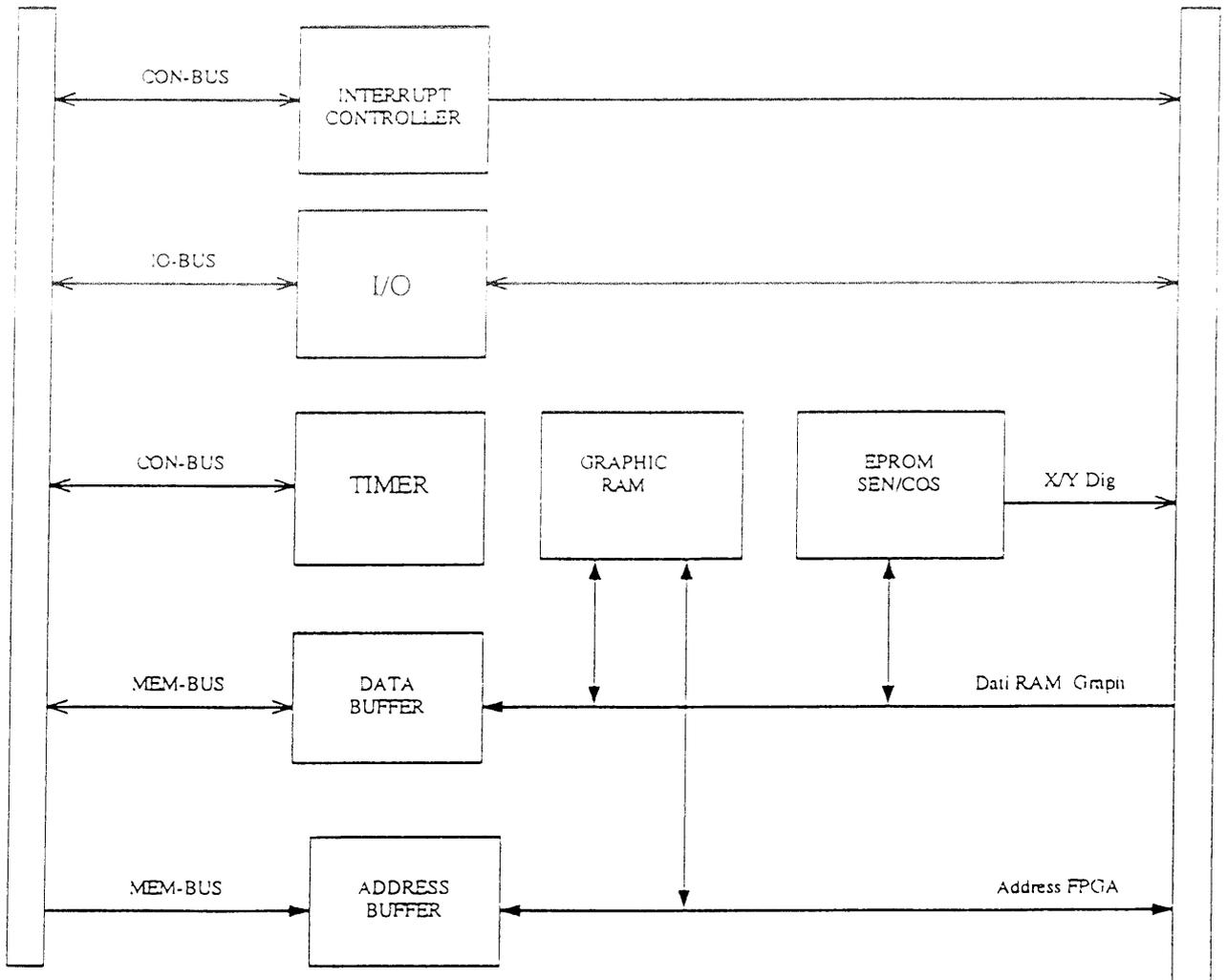


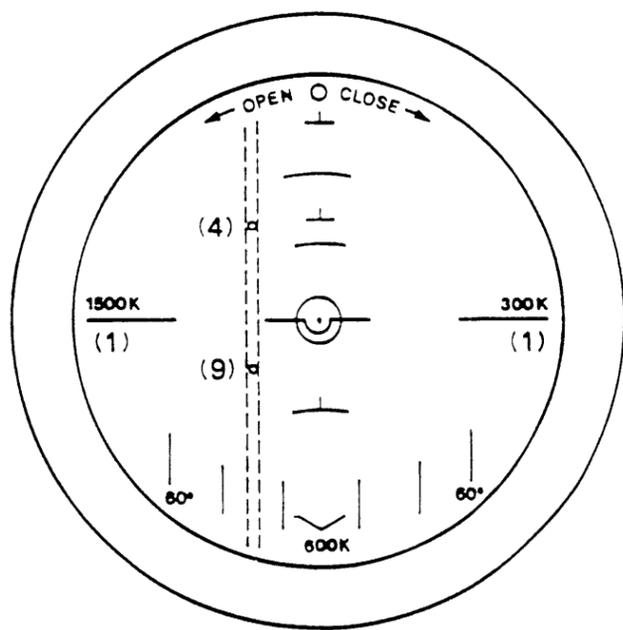
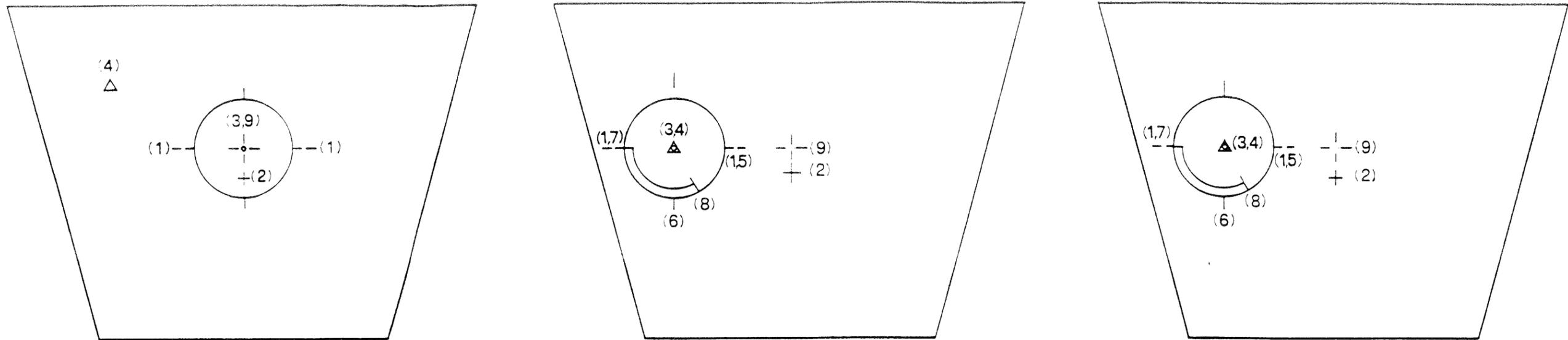
Fig. 5-13. Schema a blocchi della scheda di interfaccia e CPU.



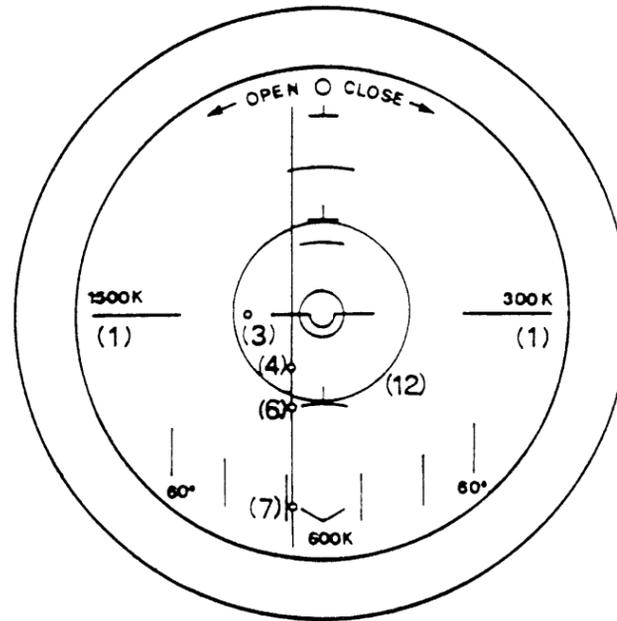
To/from CPU Card Assy

To/From Symbol Generator Card Assy

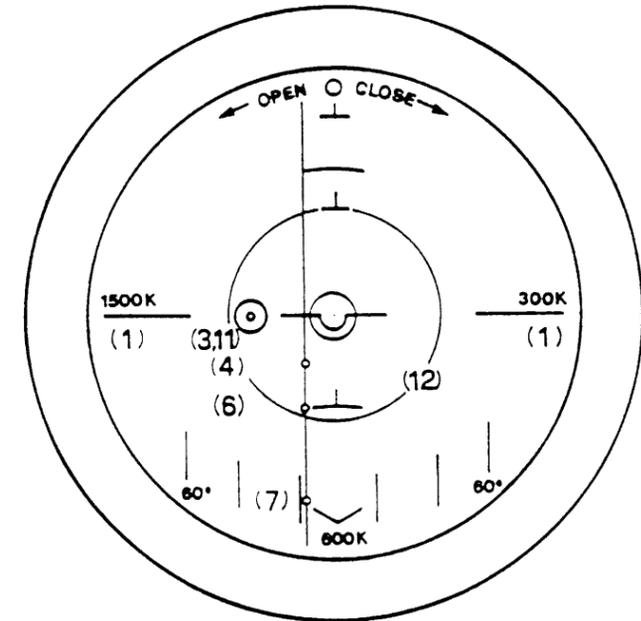
Fig. 5-14. Schema a blocchi della scheda di memoria.



PRESENTAZIONE AIM-9L SCAN MODE.
RADAR ACQUISITION.

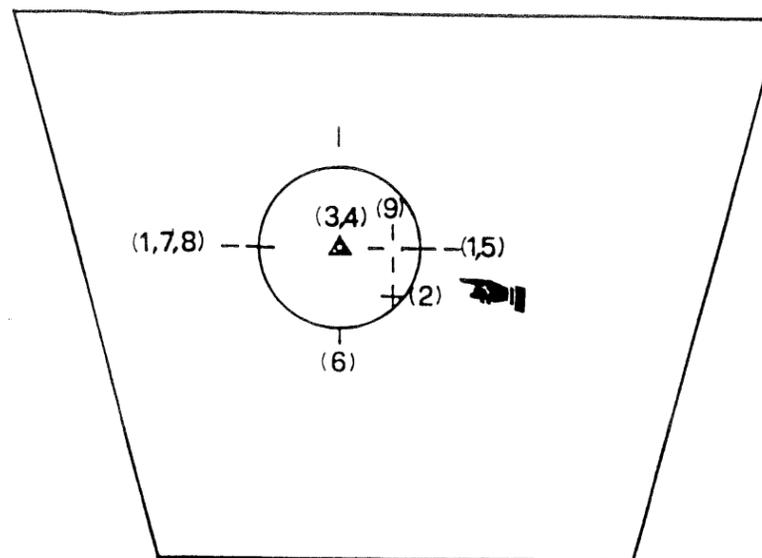
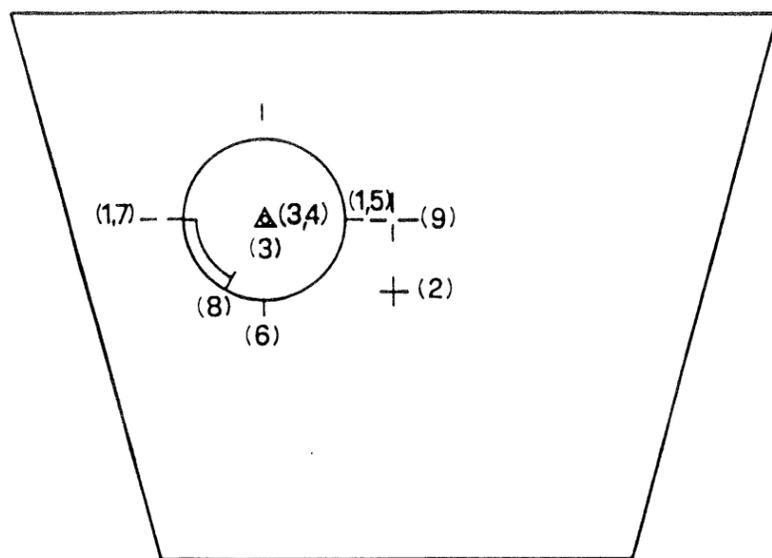


PRESENTAZIONE AIM-9L SLAVE MODE RADAR TRACKING.
SEEKER NON IN LOCK-ON.
CONDIZIONE DI LANCIO NON VALIDA



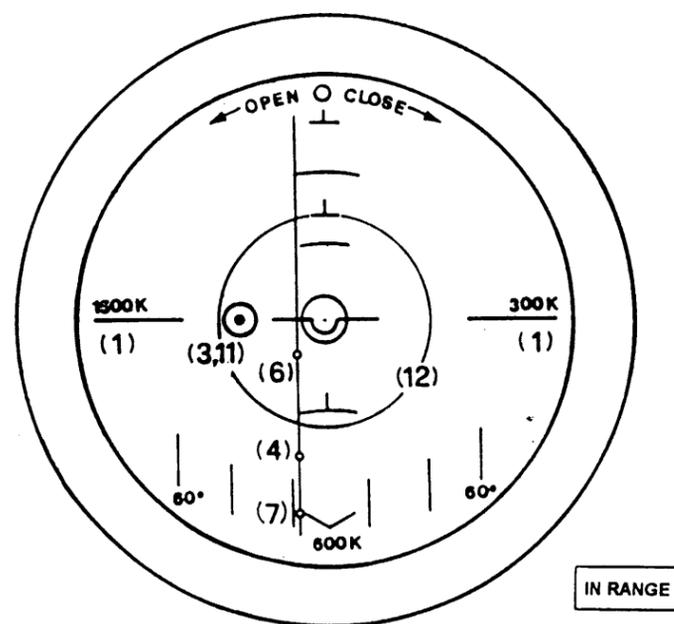
PRESENTAZIONE AIM-9L SLAVE MODE.
RADAR TRACKING. SEEKER LOCK-ON.
CONDIZIONE DI LANCIO NON VALIDA

Fig. 5-15. Modi di presentazione in AIM-9L SLAVE MODE (foglio 1 di 2).



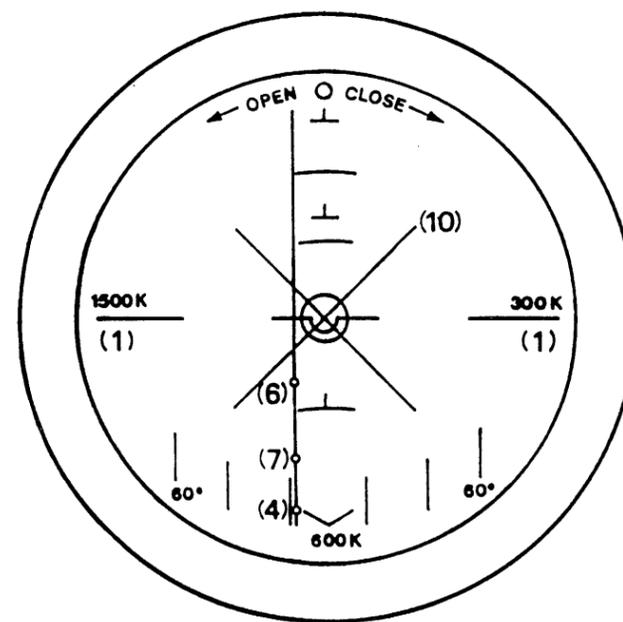
SIMBOLOGIA DELL' OPTICAL SIGHT

- 1 ROLL TABS
- 2 ADL (Non presentata su O.S.)
- 3 PIPPER
- 4 TARGET (Come visto dal pilota)
- 5 MAXIMUM DISPLAYED RANGE INDEX
- 6 MAXIMUM USEFULL RANGE INDEX
- 7 MINIMUM DISPLAYED RANGE INDEX
- 8 ANALOG BAR
- 9 MRL (Non presentata su O.S.)



IN RANGE

PRESENTAZIONE AIM-9L SLAVE MODE.
RADAR TRACKING, SEEKER LOCK-ON.
CONDIZIONE VALIDA DI LANCIO

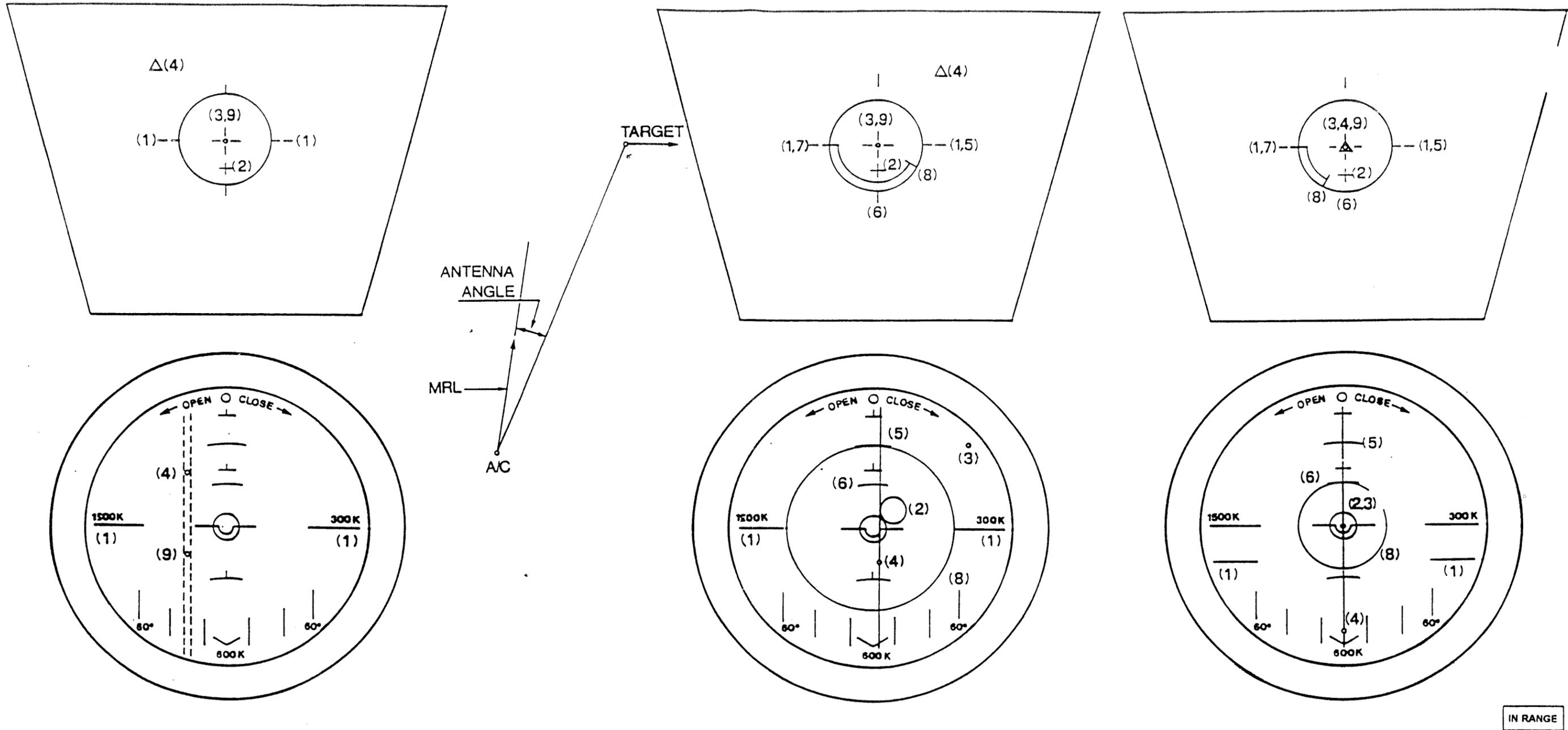


SIMBOLOGIA DEL DVRI

- 1 HORIZONTAL LINE
- 3 STEERING DOT
- 4 TARGET ECHO
- 6 MAXIMUM USEFULL RANGE
- 7 MINIMUM USEFULL RANGE
- 9 RANGE GATE
- 10 BREAKAWAY CROSS
- 11 MISSILE CIRCLE
- 12 ASE CIRCLE

PRESENTAZIONE AIM-9L SLAVE MODE.
RADAR TRACKING
CONDIZIONE DI BREAKAWAY.

Fig. 5-15. Modi di presentazione in AIM-9L SLAVE MODE (foglio 2 di 2).



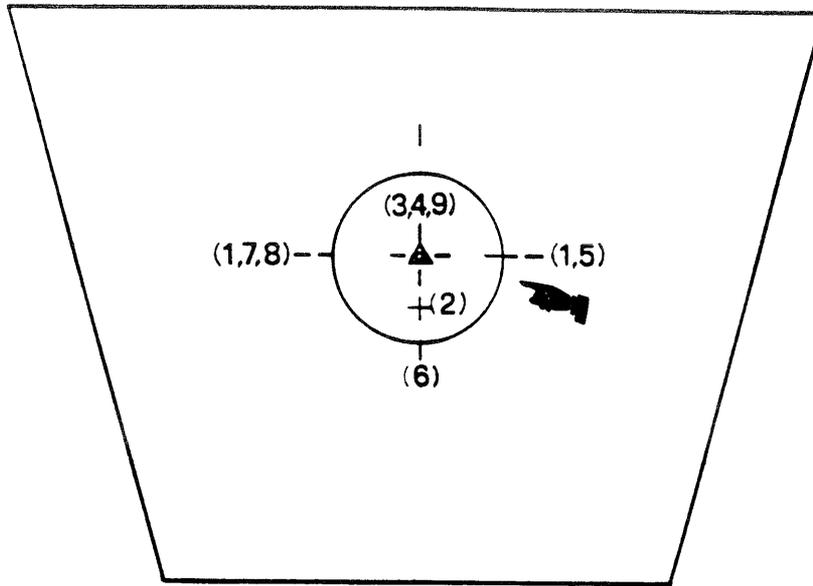
PRESENTAZIONE AIM-9L BORESIGHT MODE, RADAR ACQUISITION.

PRESENTAZIONE AIM-9L BORESIGHT MODE, RADAR TRACKING. CONDIZIONE DI LANCIO NON VALIDA.

PRESENTAZIONE AIM-9L BORESIGHT MODE, RADAR TRACKING. CONDIZIONE DI LANCIO VALIDA.

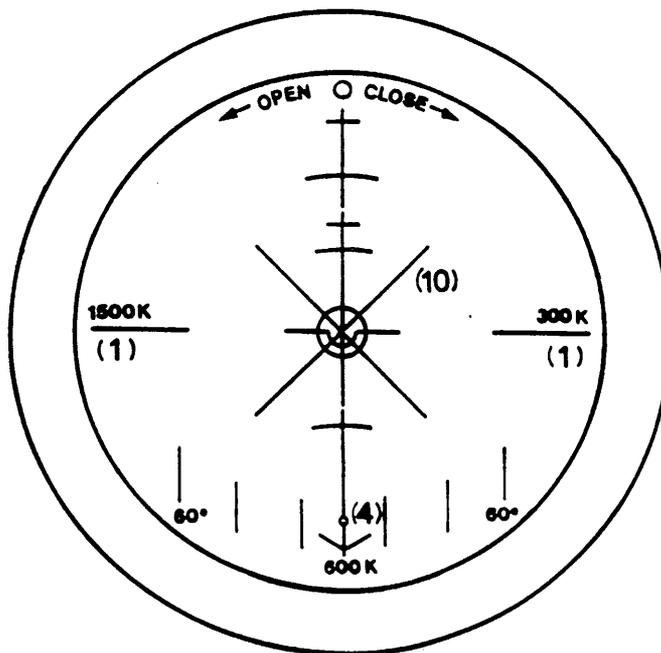
IN RANGE

Fig. 5-16. Modi di presentazione in AIM-9L BORESIGHT (foglio 1 di 2).



SIMBOLOGIA DELL' OPTICAL SIGHT

- 1 ROLL TABS
- 2 ADL (Non presentata su O.S.)
- 3 PIPPER
- 4 TARGET (Come visto dal pilota)
- 5 MAXIMUM DISPLAYED RANGE INDEX
- 6 MAXIMUM USEFULL RANGE INDEX
- 7 MINIMUM DISPLAYED RANGE INDEX
- 8 ANALOG BAR
- 9 MRL (Non presentata su O.S.)



SIMBOLOGIA DEL DVRI

- 1 HORIZONTAL LINE
- 2 STEERING CIRCLE
- 3 STEERING DOT
- 4 TARGET ECHO
- 5 OUT OF RANGE INDEX
- 6 IN RANGE INDEX
- 8 RANGE CIRCLE
- 9 RANGE GATE
- 10 BREAKAWAY CROSS

PRESENTAZIONE AIM-9L BORESIGHT MODE,
RADAR TRACKING.
CONDIZIONE DI BREAKAWAY.

Fig. 5-16. Modi di presentazione in AIM-9L BORESIGHT (foglio 2 di 2).

5-31. CIRCUITI DEL CALCOLATORE DI ARMAMENTO

5-32. SCHEDE DEL CALCOLATORE DI ARMAMENTO. Le schede costituenti l'AC, e le funzioni svolte da ciascuna, sono:

a. SCHEDA SYNCHRO & RESOLVER

-Acquisizione e conversione dei segnali Synchro di antenna radar AZIMUT & ELEVATION.

-Acquisizione e conversione dei segnali Resolver (PITCH & ROLL) provenienti dal navigatore inerziale.

b. SCHEDA MIX 1

-Generazione delle tensioni di riferimento (+10 V c.c., +5 V c.c., 0 V c.c., -5 V c.c., -10 V c.c.) per l'ANALOG BAR dell'OPTICAL SIGHT.

-Generazione delle tensioni di eccitazione per l'accelerometro.

-Commutazione dei segnali provenienti dal sistema ASAS.

-Conversione da c.a. a c.c. dei segnali di velocità angolare del radar. I segnali a c.c. vengono convertiti in digitali dalla scheda A/D.

-Generazione dei segnali di STEERING ERROR da inviare al radar. L'ampiezza di tali segnali è determinata dalla scheda D/A.

-Acquisizione e modulazione del segnale TIME CIRCLE relativo al radar. L'ampiezza di tale segnale è determinata dalla scheda D/A.

c. SCHEDA MIX 2

-Generazione delle tensioni di eccitazione (+10 V c.c., -10 V c.c.) da inviare all'ADC (Air Data Computer).

-Commutazione dei segnali da inviare al sistema ASAS.

-Selezione, acquisizione e conversione in c.c. dei segnali audio. I segnali in c.c. vengono convertiti in digitali dalla scheda A/D.

-Segnali audio scalati per il TEST CONNECTOR.

-Generazione del tono di BREAKAWAY.

-Generazione dei segnali AIM X e AIM Y

per il comando del PIPPER dell'OPTICAL SIGHT. L'ampiezza di tali segnali è determinata dalla scheda D/A.

d. SCHEDA DIGITALE/ANALOGICO

-Generazione dei segnali in c.c. R MAX, R MIN, ASE e AZ/EL MISSILE CIRCLE da inviare al radar.

-Generazione del segnale in c.c. VABC per il pilotaggio dell'ANALOG BAR dell'OPTICAL SIGHT.

-Generazione dei segnali in c.c. AIM X e AIM Y da inviare alla scheda MIX 2 per la conversione c.c./c.a.

-Generazione dei segnali in c.c. TIME CIRCLE e STEERING ERROR da inviare alla scheda MIX 1 per la conversione c.c./c.a.

e. SCHEDA ANALOGICO/DIGITALE

Conversione analogico digitale in 12 BIT dei seguenti gruppi di segnali:

-Segnali provenienti dall'ADC.

-Segnali di RANGE e RANGE RATE precedentemente condizionati dal MODULO ALTA TENSIONE.

-Segnali relativi alla velocità angolare del radar precedentemente demodulato dalla scheda MIX 1
f. SCHEDE USCITA DISCRETA 1 E USCITA DISCRETA 2

-Generazione dei segnali discreti di uscita.

-Ogni scheda può generare 32 segnali discreti del tipo OPEN/GROUND o del tipo 28/OPEN. SCHEDA INGRESSO DISCRETO

-Acquisizione dei segnali discreti in ingresso.

-La scheda può acquisire 60 segnali discreti del tipo OPEN/GROUND o del tipo 28/OPEN. SCHEDE SEAM 1 & SEAM 2

-Acquisizione e demodulazione AM/PM dei segnali SEAM REFERENCE e ACQUISITION LAMDA provenienti dai missili AIM-9L.

-Generatore dei segnali SEAM SLAVING.

SCHEDA CPU

-Microprocessore 8086 e co-processore numerico 8087.

-EPROM da 64 Kbytes.

-RAM da 8 Kbytes.

-8 interrupt mascherabili.

-1 interrupt non mascherabile.

-24 linee I/O.

-5 TIMERS COUNTER programmabili.

g. SCHEDA MEMORY EXPANSION

-RAM da 16 Kbytes.

h. SCHEDA TEST CONNECTOR

-CPU Z80.

-EPROM da 4 Kbytes.

-RAM da 2 Kbytes.

La CPU Z80 trasferisce i dati, precedentemente scritti nella RAM dalla scheda CPU, in modo FIFO (First Input - First Output) pilotando il canale seriale. Il codice di trasferimento è del tipo BIØL.

i. SCHEDA BACK-UP Quando si presenta una avaria la scheda BACK-UP provvede ad eseguire le seguenti operazioni:

-Segnale discreto di uscita AC FAIL.

-Selezione audio del missile.

-Generazione del tono di BREAKAWAY nel modo MRAAM.

-Disattivazione della selezione automatica del missile AIM-9L.

-Operazione di LOCK-ON/REJECT del missile AIM-9L.

Quando si presenta un'avaria SEAM la scheda BACK-UP seleziona il modo BORESIGHT.

j. MODULO ALTA TENSIONE.

I tre segnali RADAR RANGE, RANGE RATE e +300 V c.c. CALCOLATORE adattati tramite un partitore di tensione resistivo tarato con laser, vengono convertiti nella scheda A/D.

k. ALIMENTAZIONE

-Commutazione modulo pre-regolatore: 115 V c.a./50 V c.c.

-Modulo convertitore:

+ 5 V c.c. stabilizzati

± 15 V c.c. non stabilizzati

± 55 V c.c. non stabilizzati

- Stabilizzatore lineare:
- ± 15 V c.c. stabilizzati
- ± 55 V c.c. stabilizzati
- + 5 V c.c.
- ± 15 V c.c. Back-up
- + 5 V c.c. Back-up.

5-33. ALIMENTAZIONE ELETTRICA

5-34. GENERALITÀ. L'energia elettrica necessaria per il funzionamento degli impianti collimatore ottico e calcolatore di armamento (AC), a meno dei segnali di controllo forniti da altri sistemi od apparecchiature, è fornita dalla barra primaria N. 2 c.a. freq. var. (XP2), dalla barra di emergenza N. 1 c.c. (PP2) e dalla barra secondaria c.a. freq. fissa (XP7) tramite l'alimentatore a bassa tensione del radar (Radar Low Voltage Power Supply).

5-35. ALIMENTAZIONE ELETTRICA DEL COLLIMATORE OTTICO (vedere fig. 5-17). I componenti del collimatore ottico sono alimentati elettricamente come segue.

a. Inserendo l'interruttore automatico OPT SIGHT DC sono applicati 28 V c.c. al collimatore ed al pulsante di prova OPTICAL SIGHT TEST.

b. Inserendo gli interruttori automatici CKPT EMER BUS e WEAPON ARMING sono applicati 28 V c.c. al selettore armamento SAFE/MRAAM/AIM-9. Quando il selettore è su AIM-9 la tensione di 28 V c.c. è applicata al collimatore ottico tramite il calcolatore di armamento.

c. Durante il funzionamento, il collimatore ottico è alimentato in c.a. trifase a 115 V dalla barra secondaria c.a. freq. fissa (XP7) tramite l'interruttore automatico RADAR FIXED FREQ ed il relè di STANDBY dell'alimentatore a bassa tensione del radar (LVPS). Tale relè viene eccitato, e quindi l'alimentazione a c.a. è applicata al collimatore quando il selettore modi di funzionamento del quadretto di comando radar è in qualsiasi posizione, eccetto che in posizione OFF.

d. Il comando depressione reticolo riceve l'alimentazione a 115 V c.a. dal collimatore ottico.

5-36. ALIMENTAZIONE ELETTRICA DEL CALCOLATORE DI ARMAMENTO (AC) (vedere fig. 5-18). Il calcolatore di armamento è alimentato elettricamente in c.c. e c.a. nel modo che segue:

a. Inserendo l'interruttore automatico ARM CMPTR è alimentato dalla barra secondaria c.a. freq. fissa (XP7A).

b. Inserendo l'interruttore automatico ARM CMPTR DC è alimentato dalla barra primaria c.c. (PP1).

c. Inserendo gli interruttori automatici CKPT EMER BUS e WEAPON ARMING, sono applicati 28 V c.c. al selettore di armamento che, quando è nella posizione AIM-9, determina l'invio di 28 V c.c. al calcolatore di armamento (AC).

5-37. SCHEMA FUNZIONALE DEI CIRCUITI. Gli schemi funzionali dei circuiti contenuti in questa sezione sono delle rappresentazioni schematiche di

tutti i circuiti e componenti necessari per svolgere una certa funzione entro l'apparato. Lo schema di interconnessione del collimatore ottico è riportato in fig. 5-19, mentre lo schema di interconnessione dei circuiti del calcolatore di armamento (AC) contiene due circuiti: uno impiegato per il lancio dei missili AIM-9L ed uno per il lancio dei missili MRAAM, come illustrato nelle figg. 5-20 e 5-21.

PROVE FUNZIONALI

5-37A. GENERALITÀ. Per le prove funzionali del collimatore ottico fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A (Riservatissimo).

ELIMINAZIONE DIFETTI

5-38A. GENERALITÀ. Per la ricerca ed eliminazione difetti del collimatore ottico fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A (Riservatissimo).

MANUTENZIONE

5-38. GENERALITÀ

5-39. Le apparecchiature dell'impianto collimatore ottico che possono essere sostituite sono: la testa del collimatore ottico e il comando depressione reticolo.

5-40. COLLIMATORE OTTICO

5-41. RIMOZIONE. Durante le procedure di rimozione ed installazione, oltre al cruscotto inferiore, devono essere rimossi alcuni particolari del collimatore ottico, allo scopo di avere spazio sufficiente a maneggio del complessivo testa del collimatore. Eseguire la rimozione del collimatore ottico come segue:

AVVERTENZA

Nel rimuovere il collimatore non porre le mani sulle superfici ottiche del gruppo. Se tali superfici sono toccate con le mani, si possono verificare delle imperfezioni che influiscono sulla presentazione del reticolo di collimazione.

a. Scollegare l'alimentazione elettrica dal velivolo.

b. Rimuovere l'indicatore radar dal cruscotto inferiore (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A Riservatissimo).

c. Rimuovere il cruscotto superiore (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-9).

d. Rimuovere la lampada spia RADAR LOCK-ON posta sul montante del parabrezza centrale a sinistra del vetro traslucido.

e. Rimuovere il vetro traslucido del collimatore (con relativo supporto) allentando le viti a testa incassata delle quattro piastrine di fissaggio dei supporti del vetro traslucido al collimatore e quindi sfilando i supporti dalle piastrine precedentemente allentate.

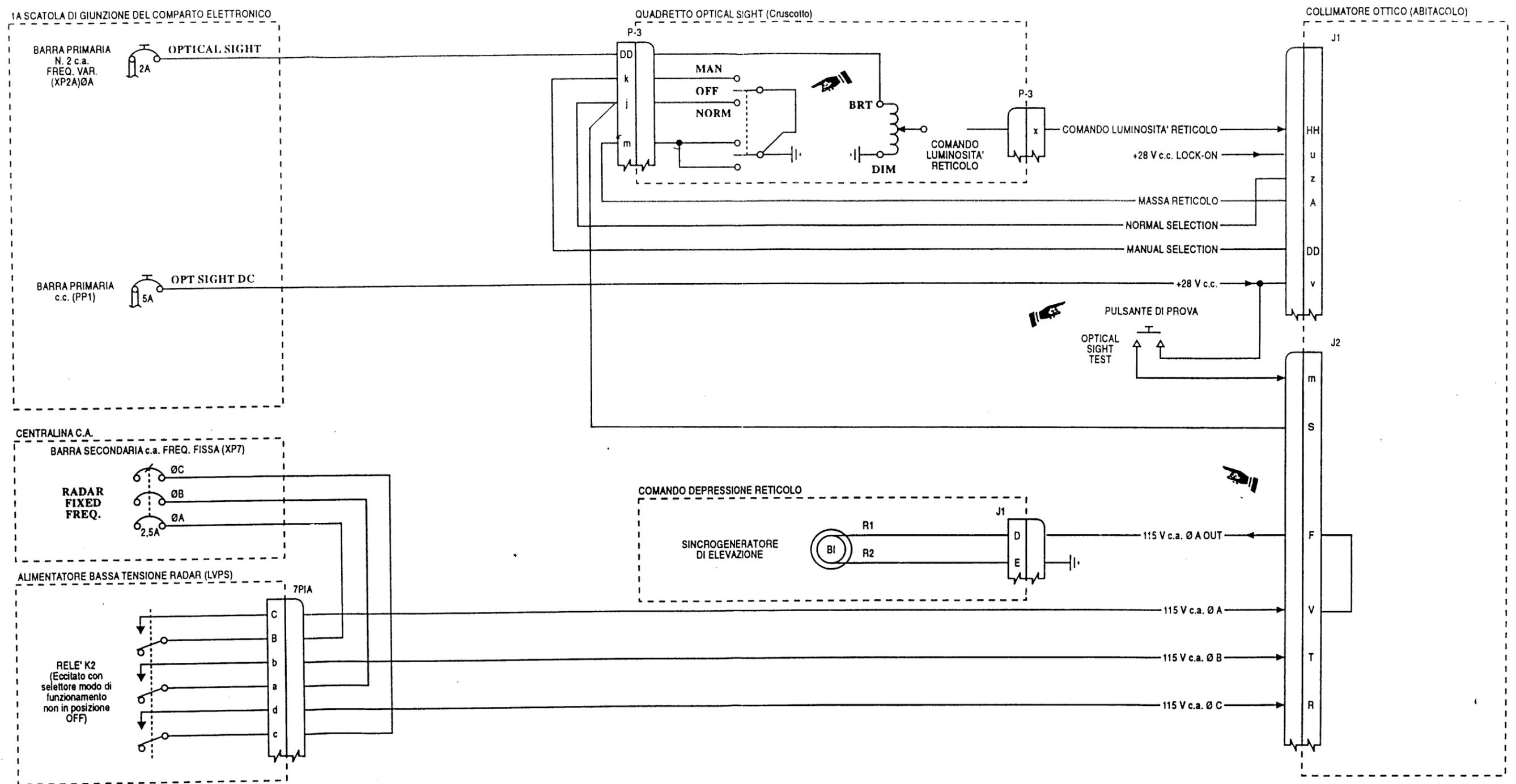


Fig. 5-17. Schema del circuito di alimentazione elettrica collimatore ottico.

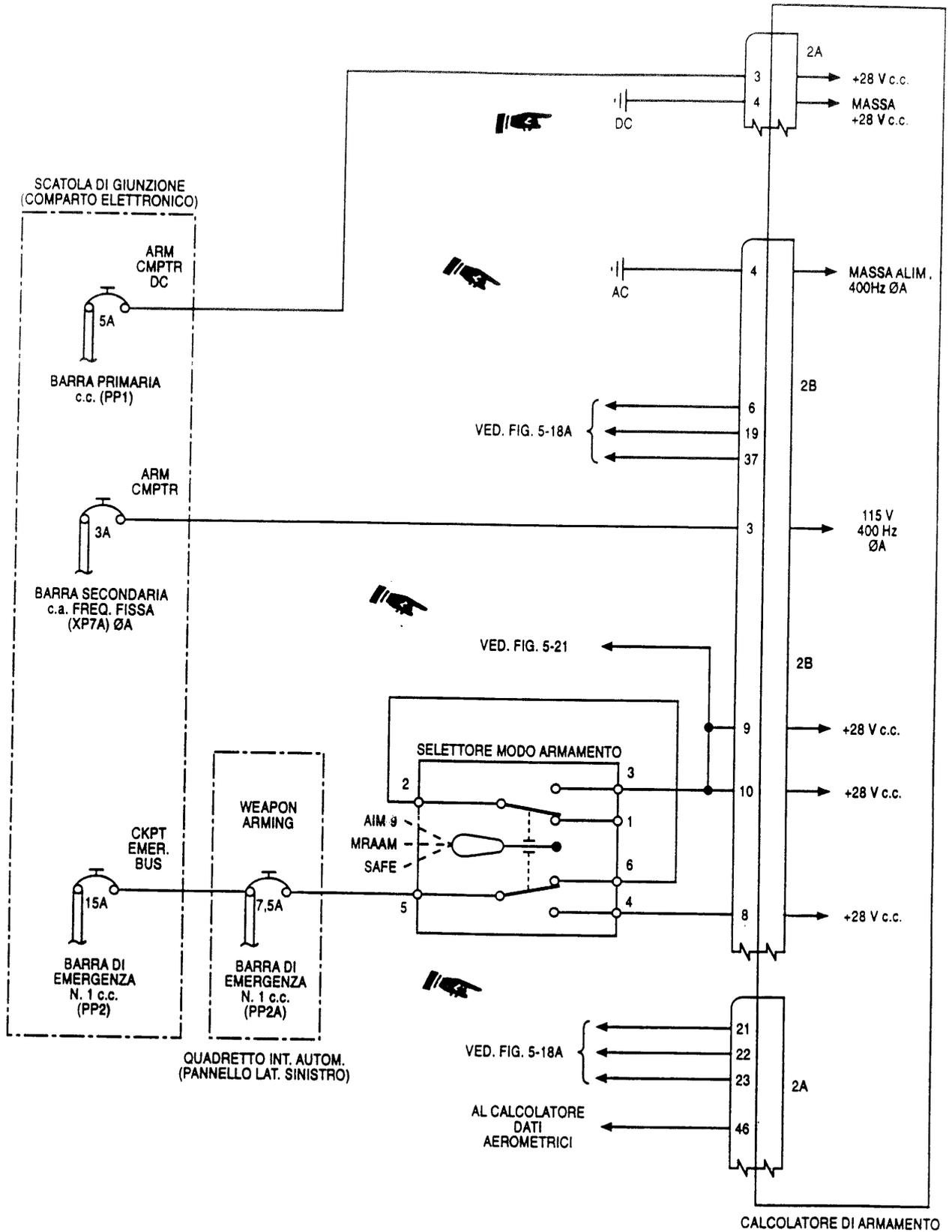


Fig. 5-18. Schema del circuito di alimentazione elettrica dell'AC.

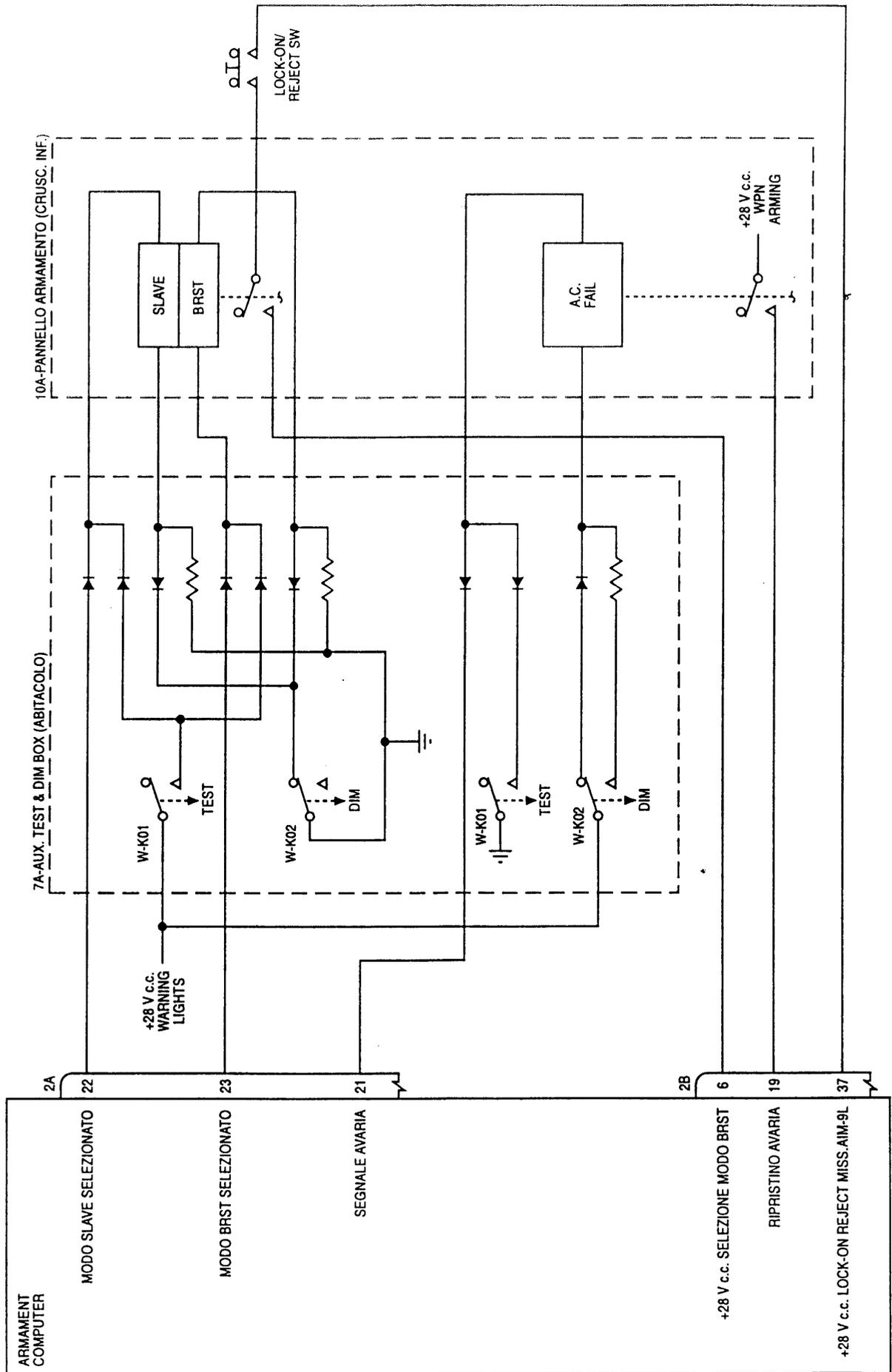


Fig. 5-18A. Schema del circuito di segnalazione modi SLAVE/BRST e AC FAIL.

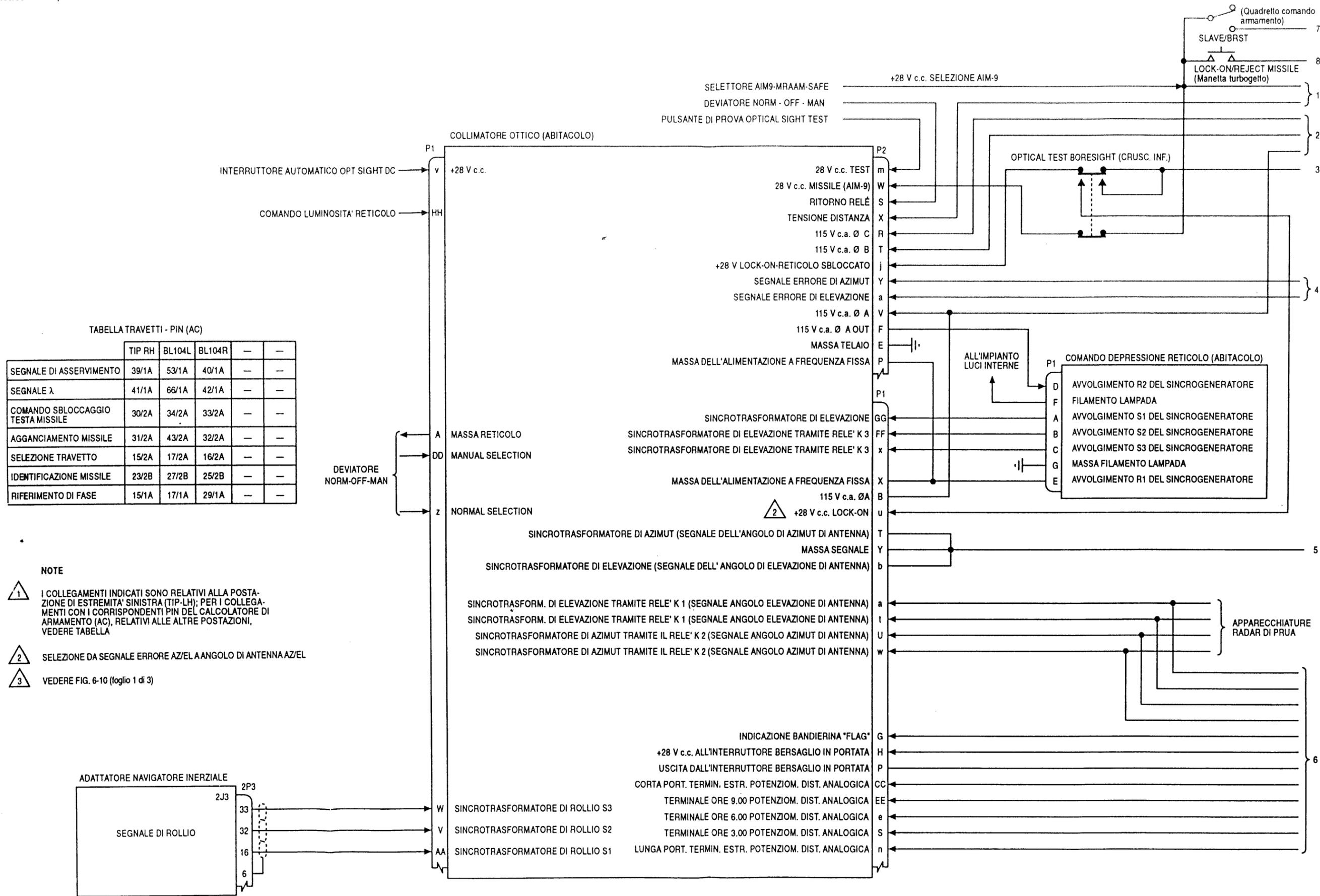


Fig. 5-19. Schema dei collegamenti impianti collimatore ottico e calcolatore di armamento (foglio 1 di 2).

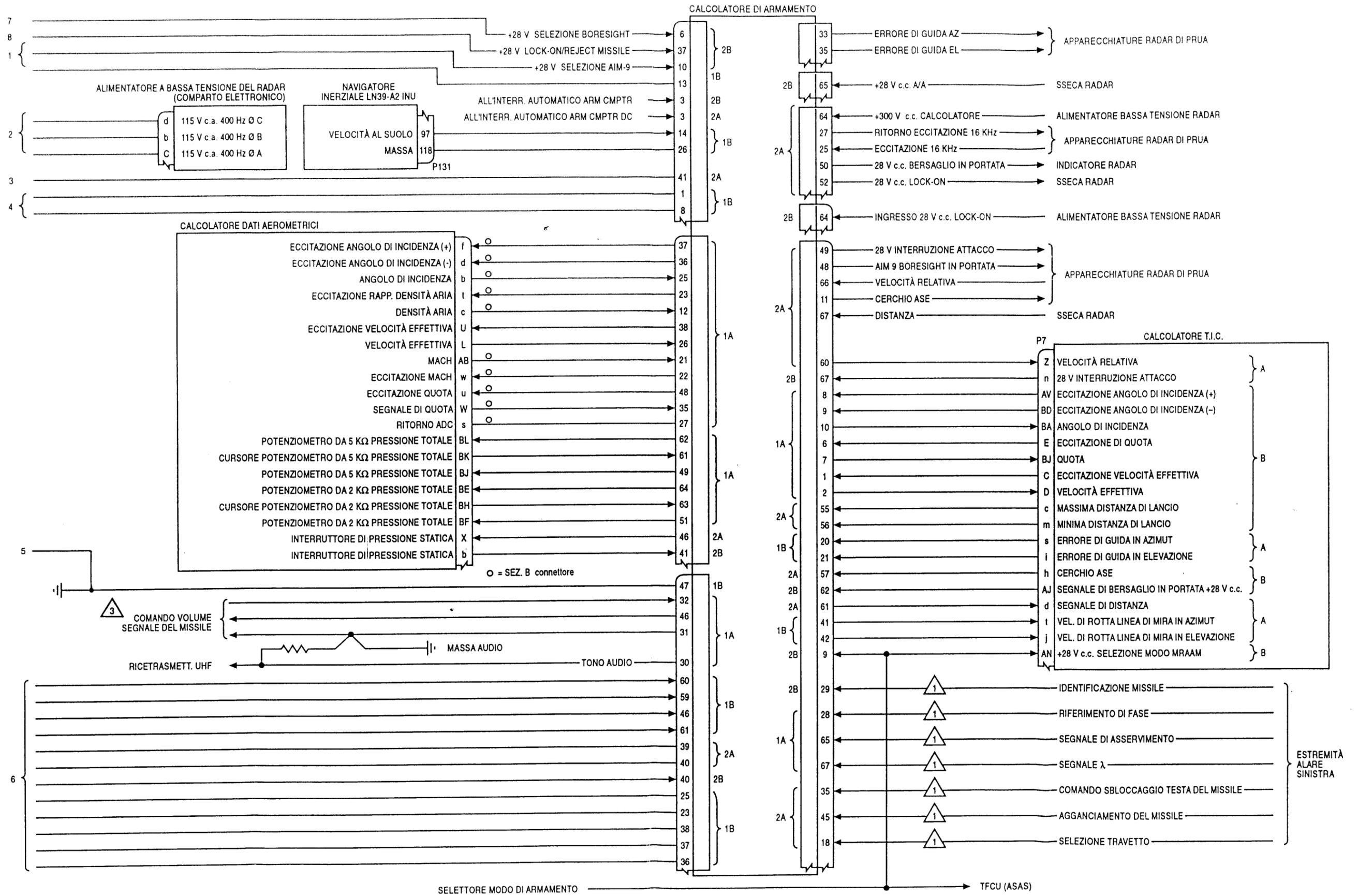


Fig. 5-19. Schema dei collegamenti impianti collimatore ottico e calcolatore di armamento (foglio 2 di 2).

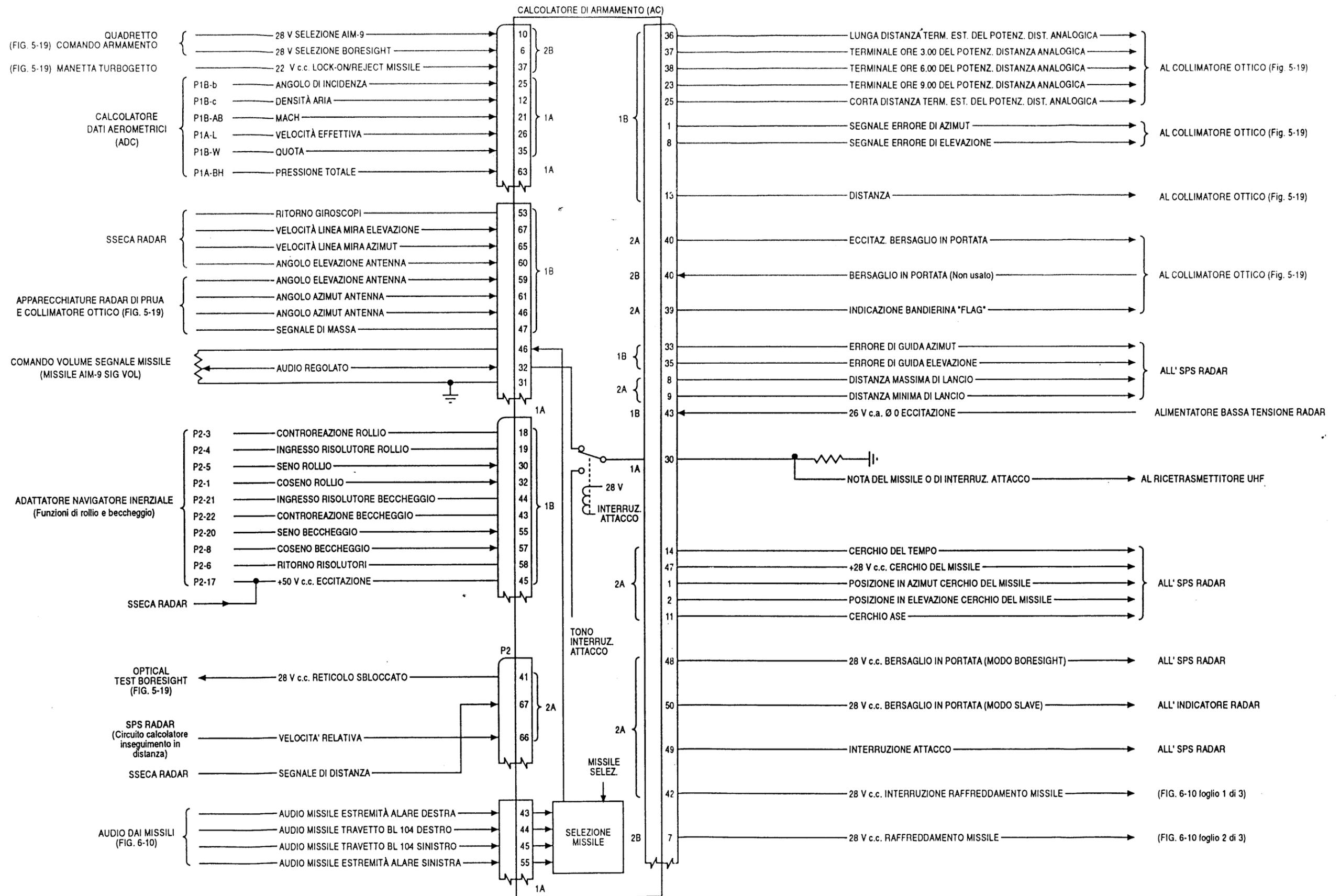


Fig. 5-20. Schema del circuito dell'AC per il lancio dei missili AIM-9L.

SEGNALE	PROVENIENZA DA ASAS	DESTINAZ. AL RADAR
DISTANZA MASSIMA	P2A-55	P2A-8
DISTANZA MINIMA	P2A-56	P2A-9
ERRORE GUIDA AZ	P1B-20	P1B-33
ERRORE GUIDA EL	P1B-21	P1B-35
ASE	P2A-57	P2A-11
28 V IN DISTANZA	P2B-62	P2A-50
SELEZ. AIM7/AIM9	P2B-66	P2A-51
SEGNALE	PROVENIENZA RADAR	DESTINAZ. ASAS
VELOCITÀ RELATIVA	P2A-66	P2A-60
LINEA DI MIRA EL	P1B-67	P1B-42
LINEA DI MIRA AZ	P1B-65	P1B-41
DISTANZA	P2A-67	P2A-61
SEGNALE	PROVENIENZA DA ASAS	DESTINAZ. AD ADC
ECCITAZ AOA +	P1A-8	P1A-37
ECCITAZ AOA -	P1A-9	P1A-36
ECCITAZ ALT	P1A-6	P1A-48
ECCITAZ TAS	P1A-1	P1A-38
RITORNO ADC	P1A-11	P1A-27
SEGNALE	PROVENIENZA DA ADC	DESTINAZ. AD ASAS
AOA	P1A-25	P1A-10
TAS	P1A-26	P1A-2
ALT	P1A-35	P1A-7

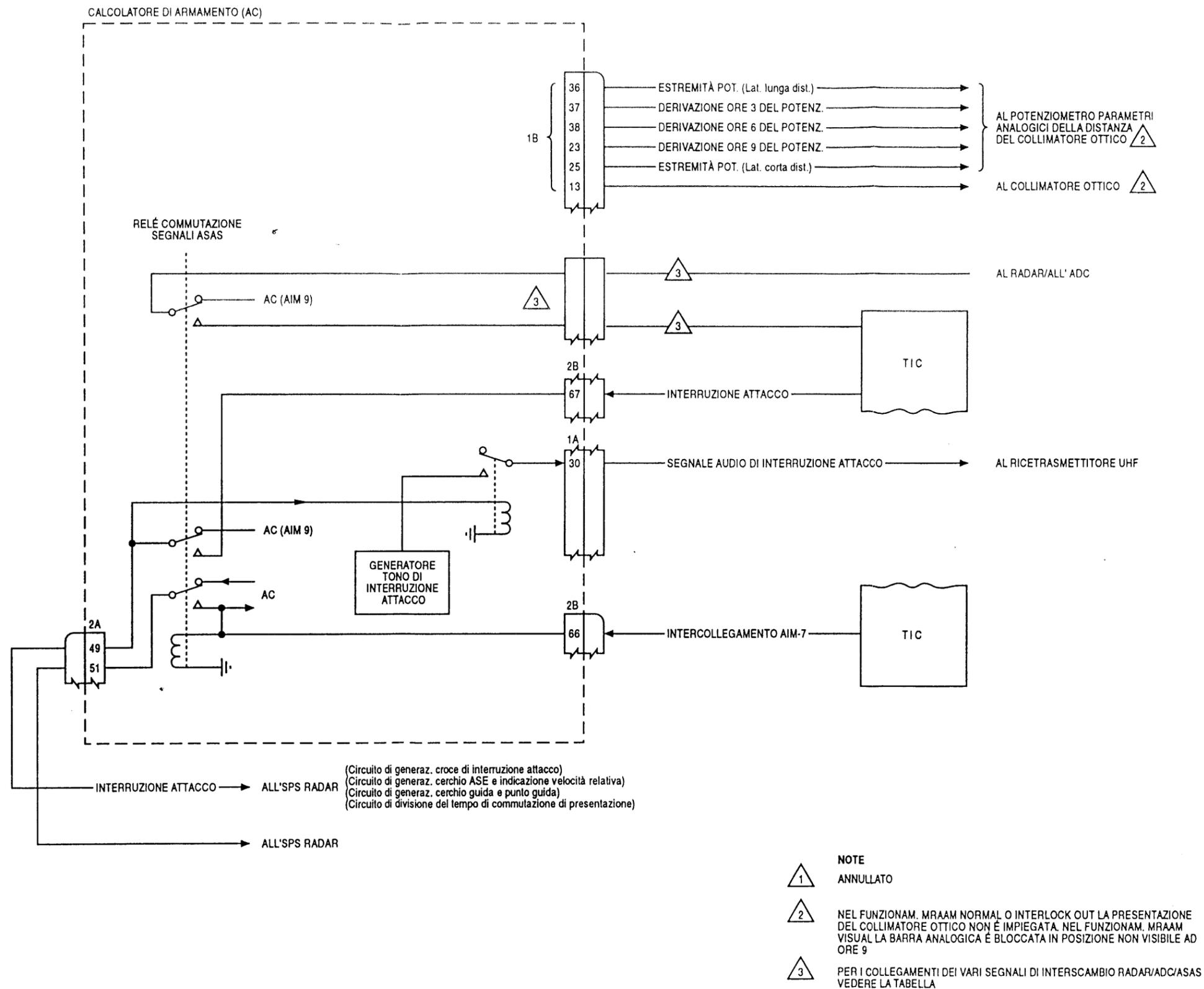


Fig. 5-21. Schema del circuito dell'AC per il lancio dei missili MRAAM.

AVVERTENZA

Per evitare danni e/o la possibilità che parti esterne entrino nei connettori, nonché per evitare che durante lo smontaggio del collimatore ottico si abbiano delle interferenze con i connettori stessi, tappare e fissare i connettori in posizione adeguata con nastro adesivo.

f. Scollegare i connettori P1 e P2 dal collimatore. Scollegare il connettore di massa P4 dal collimatore.

g. Allentare i bulloni di fissaggio della traversa di supporto collimatore ai longheroni abitacolo.

h. Togliere i quattro bulloni di fissaggio del collimatore alla relativa traversa di supporto.

i. Supportando con le mani il gruppo collimatore ottico, rimuovere i bulloni di fissaggio della traversa di supporto collimatore e quindi la traversa stessa.

j. Spostare verso l'alto ed indietro la parte posteriore del compressivo collimatore ottico, finché non si disinserisce dall'attacco frontale.

k. Sollevare la parte posteriore del collimatore verso l'alto ed indietro mentre si ruota la parte anteriore verso il basso, finché la parte anteriore raggiunge l'area aperta posteriormente.

l. Abbassare la parte posteriore del collimatore mentre si solleva la parte anteriore, ed estrarre il complesso all'indietro.

m. Se il collimatore non deve essere reinstallato immediatamente, coprire tutte le parti ottiche esposte. Per favorire il maneggio e per protezione, depositare il collimatore ottico in un supporto da spedizione.

5-42. **INSTALLAZIONE.** Procedere all'installazione del collimatore in sequenza inversa a quella di cui al paragrafo 5-41. Ad installazione ultimata, per assicurarsi che il collimatore ottico funzioni correttamente, effettuarne le prove funzionali fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A (Riservatissimo). Dopo la rimozione ed installazione del collimatore, oppure se il vetro traslucido è stato sostituito, effettuare la collimazione del collimatore (fare riferimento alla Sez. IX del presente manuale).

AVVERTENZA

Una volta rimontato il cruscotto superiore (secondo il manuale AER.1F-104S/ASAM-2-9), effettuare tutte le procedure di controllo dei sistemi che hanno un'indicazione sul cruscotto.

5-43. COMANDO DEPRESSIONE RETICOLO

5-44. **RIMOZIONE.** Eseguire le operazioni di rimozione nel modo seguente:

a. Scollegare l'alimentazione elettrica dal velivolo.

b. Rimuovere il quadretto STORES RELEASE e l'indicatore radar dal cruscotto inferiore (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A Riservatissimo).

c. Scollegare i connettori dal comando DEPRESSION del reticolo.

d. Rimuovere il comando DEPRESSIONE dopo aver smontato la manopola di comando e le viti di fissaggio al cruscotto.

5-45. **INSTALLAZIONE.** Eseguire l'installazione del comando depressione reticolo seguendo la procedura inversa di cui al paragrafo 5-44.

5-46. DEVIATORE NORM/OFF/MAN

5-47. **RIMOZIONE.** Eseguire la rimozione del deviatore nel modo che segue:

a. Scollegare l'alimentazione elettrica dal velivolo.

b. Rimuovere il quadretto STORES RELEASE e l'indicatore radar dal cruscotto inferiore (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A Riservatissimo).

c. Rimuovere le viti ed i collegamenti elettrici dal deviatore.

d. Rimuovere il dado esagonale che fissa il deviatore al cruscotto ed estrarre il deviatore.

5-48. **INSTALLAZIONE.** Eseguire l'installazione del deviatore seguendo la procedura inversa a quella di cui al paragrafo 5-47. Per assicurarsi che il deviatore sia collegato correttamente, verificare che con il deviatore su NORM e MAN il collimatore funzioni, mentre non sia alimentato quando il deviatore è su OFF.

5-49. COMANDO RETICLE LIGHT

5-50. **RIMOZIONE.** Eseguire la rimozione del comando RETICLE LIGHT nel modo seguente:

a. Scollegare l'alimentazione elettrica dal velivolo.

b. Rimuovere il quadretto STORES RELEASE e l'indicatore radar dal cruscotto inferiore (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A Riservatissimo).

c. Scollegare il connettore del comando RETICLE LIGHT.

d. Rimuovere la manopola ed il dado esagonale che fissa l'autotrasformatore al cruscotto e rimuovere l'autotrasformatore.

5-51. **INSTALLAZIONE.** Eseguire l'installazione dell'autotrasformatore seguendo la procedura inversa a quella di cui al paragrafo 5-50. Per assicurarsi che l'autotrasformatore funzioni correttamente, fare funzionare il collimatore ottico e ruotare la manopola di comando RETICLE LIGHT per tutta la sua corsa osservando la variazione di intensità luminosa.

5-52. REGOLAZIONI E CONTROLLI

5-53. **GENERALITÀ.** Le regolazioni ed i controlli che possono essere eseguiti al 1° Livello di manutenzione riguardano la procedura di collimazione di cui al paragrafo 5-54 e il controllo periodico e l'eventuale sostituzione della cartuccia di sali disidratanti.

5-53A. **ATTREZZATURA OCCORRENTE.** Attrezzo di armonizzazione P/N 693884 (fare riferimento alla Sez. IX del presente manuale), attrezzo per sbloccaggio cartuccia sali disidratanti P/N 1020075A01.

5-54. **COLLIMAZIONE.** Il collimatore deve essere collimato ogni volta che è sostituito e quando la verifica del funzionamento del pulsante di prova collimazione TEST OPTICAL BORESIGHT non dà esito soddisfacente (per le procedure di collimazione fare riferimento alla Sez. IX del presente manuale).

5-54A. **CONTROLLO ED EVENTUALE SOSTITUZIONE DELLA CARTUCCIA DI SALI DISIDRATANTI.** L'aria all'interno del collimatore ottico (sezione tubo catodico e gruppo delle lenti) viene mantenuta secca in qualsiasi condizione ambientale in quanto l'eventuale umidità presente viene assorbita dai sali contenuti nella cartuccia disidratante. Periodicamente occorre verificare, traggendo attraverso il parabrezza che i sali contenuti nella cartuccia abbiano sempre un colore blu. Se i sali non sono blu (stanno diventando rosa) effettuare quanto segue:

a. Sollevare parte della copertura parapolvere in modo da rendere accessibile la cartuccia di sali disidratanti del collimatore ottico EOS.

AVVERTENZA

Prima di effettuare l'operazione seguente assicurare l'attrezzo al braccio dell'operatore mediante il filo da legature ad esso collegato per evitare l'accidentale caduta dell'attrezzo stesso dentro il cruscotto del velivolo.

b. Usando l'apposito attrezzo P/N 1020075A01 allentare la cartuccia di sali disidratanti ruotandola leggermente in senso antiorario.

c. Ruotare a mano la cartuccia in senso antiorario sino a rimuoverla.

d. Sostituire la cartuccia esaurita con una nuova P/N 401966 P1SCD (con i sali di colore azzurro). Avvitarla a mano ruotandola in senso orario.

e. Usando l'apposito attrezzo P/N 1020075A01 bloccare completamente la cartuccia alla sua sede ruotandola completamente in senso orario.

5-55. PULIZIA

5-56. Pulire le parti meccaniche, elettriche ed ottiche nel modo che segue:

ATTENZIONE

Usare il solvente Spec. P-D-680 in zona ventilata. Mantenere il solvente lontano da fiamme

libere e circuiti elettrici in quanto altamente infiammabile.

a. Pulire le parti meccaniche dei componenti il collimatore ottico con solvente Spec. P-D-680 ed essiccarle con aria compressa secca, pulita, a bassa pressione. Pulire le parti elettriche con un panno secco privo di sfilacciate.

AVVERTENZA

Per evitare di produrre graffi alle superfici ottiche, quando si esegue la pulizia applicare una pressione leggera usando un batuffolo di cotone per una sola applicazione. Non impregnare mai il batuffolo tanto che l'alcool non possa asciugarsi quasi immediatamente dopo che il batuffolo è passato sulla parte da pulire.

b. Pulire le superfici ottiche esposte applicando una goccia di alcool isopropilico chimicamente puro (96 per cento) Spec. MIL-A-6091 su di un batuffolo di cotone idrofilo e pulendo le lenti con un movimento circolare iniziando dall'interno verso l'esterno.

Nota

Macchie, punti ed ombre che abbiano resistito all'alcool possono essere tolte con una leggera soluzione di detergente. In questo caso, ripetere l'operazione di pulitura di cui al punto b.

ATTENZIONE

- Molte spazzole statiche contengono materiale radioattivo che è pericoloso se inalato o comunque se entra nel corpo. Se si tocca il materiale radioattivo lavarsi abbondantemente le mani prima di mangiare o fumare.
- L'alcool è infiammabile. Tenerlo lontano dal calore, scintille o dalla fiamma viva.

AVVERTENZA

Per evitare graffi o abrasioni sulle superfici statiche, non strofinare pesantemente o soffiare con aria compressa ed evitare di eseguire la pulizia delle parti ottiche con anelli al dito; questi possono provocare profonde incisioni.

c. Rimuovere le sfilacciate e la polvere dalle superfici ottiche mediante una spazzola statica (Static-master od equivalente) oppure con aria soffiata mediante siringa per orecchie.

5-57. LUBRIFICAZIONE

5-58. Applicare grasso Spec. MIL-G-3278 a tutte le parti esposte all'interno del comando depressione reticolo. Nessuna altra lubrificazione è richiesta sui componenti del collimatore ottico.

SEZIONE VI

IMPIANTO DI LANCIO MISSILI AIM-9L

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	6-1
Generalità	6-1
Descrizione dei componenti	6-1
Funzionamento dell'impianto	6-13
Alimentazione elettrica	6-19
PROVE FUNZIONALI	6-19
Attrezzature e apparati di prova	6-19
MANUTENZIONE	6-19
Prove di continuità e di cortocircuito	6-19
Rimozione ed installazione	6-25

Nota

Ogni volta che il grilletto di sparo viene azionato sulla seconda posizione, viene alimentato il circuito di comando delle palette ad incidenza variabile (IGV) del turbogetto. Ciò determina la chiusura parziale delle palette in modo da evitare lo stallo del compressore ed il possibile spegnimento del turbogetto a causa dell'aspirazione dei gas di scarico dei missili.

DESCRIZIONE**6-1. GENERALITÀ**

6-2. Il velivolo è predisposto per essere armato con missili aria-aria di tipo AIM-9L. Questi missili possono essere montati sia sulle postazioni di estremità alare, sia sui travetti BL 104, mediante lanciamissili ed adattatori.

Nota

Sul velivolo non possono essere installati più di quattro missili AIM-9L.

6-3. I componenti principali dell'impianto di lancio missili AIM-9L comprendono il quadretto comando armamento, il grilletto di sparo in abitacolo ed i relè di comando nel comparto elettronico. In aggiunta a tali apparati, sono previsti come equipaggiamento sciolto (loose equipment) i lanciamissili, gli adattatori e i travetti BL104, da installare sul velivolo quando devono essere caricati i missili AIM-9L.

6-4. Oltre all'impianto di lancio, fanno parte dell'equipaggiamento per i missili AIM-9L il calcolatore di armamento, che ha lo scopo di fornire al pilota le indicazioni necessarie per il corretto lancio del missile e l'impianto di espulsione carichi esterni, che consente di liberare il velivolo dai missili e dai relativi lanciamissili in caso di emergenza. Per la descrizione di tali impianti fare riferimento rispettivamente alle Sez. V e VIII del presente manuale.

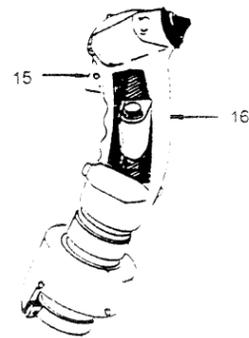
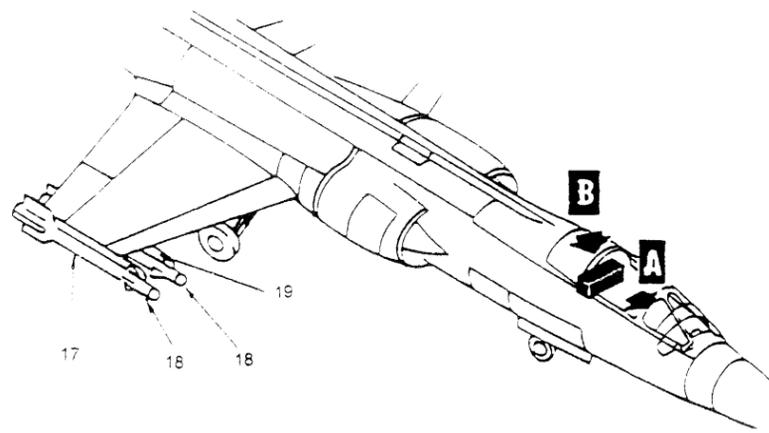
6-5. DESCRIZIONE DEI COMPONENTI

6-6. GRILLETTO DI SPARO (*vedere fig. 6-1*). Il grilletto di sparo, posto sulla parte anteriore dell'impugnatura della barra di comando, ha il compito di trasmettere, attraverso i propri contatti, il segnale elettrico per il lancio del missile di ciascuna postazione selezionata. Il grilletto ha due posizioni di scatto: la prima posizione non è operativa, mentre la seconda posizione comanda il lancio dei missili.

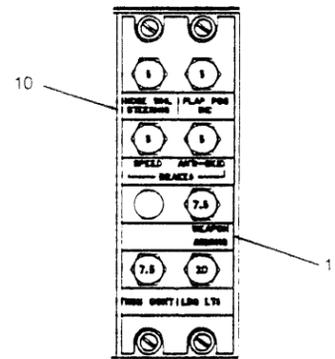
6-7. INTERRUETTORE ARMT & OFF (*vedere fig. 6-1*). L'interruttore a 2 posizioni ARMT & OFF, posto sul quadretto di comando armamento, è collegato in serie con il grilletto di sparo. Esso è normalmente in posizione OFF per disattivare il circuito di lancio mentre il velivolo è a terra; deve essere portato sulla posizione ARMT prima che sia effettuato il lancio.

6-8. DEVIATORE LDG GEAR. Il deviatore LDG GEAR, a due posizioni DOWN e UP, è posto sul cruscotto laterale sinistro. Una via del deviatore (a quattro vie, due posizioni) è usata per controllare il circuito di lancio missili. Con il deviatore in posizione DOWN (carrello abbassato), il circuito di lancio è aperto per evitare che i missili possano essere lanciati inavvertitamente quando il velivolo è a terra. Portando il deviatore in posizione UP, viene chiuso il circuito fra l'interruttore ARMT & OFF e il deviatore FIRING OVERRIDE GROUND TEST.

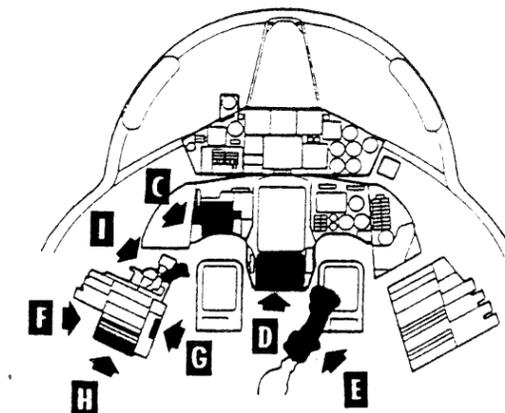
6-9. DEVIATORE FIRING OVERRIDE GROUND TEST (*vedere fig. 6-1*). Il deviatore FIRING OVERRIDE GROUND TEST, posto sul pannello laterale sinistro, è un deviatore a levetta a tre posizioni, due vie, doppio azionamento. Esso permette di cortocircuitare il deviatore LDG GEAR (in condizioni di carrello abbassato) quando è necessario controllare l'impianto missili. Durante le prove a terra dell'impianto, il deviatore deve essere portato e mantenuto in posizione NORMAL PURGE.



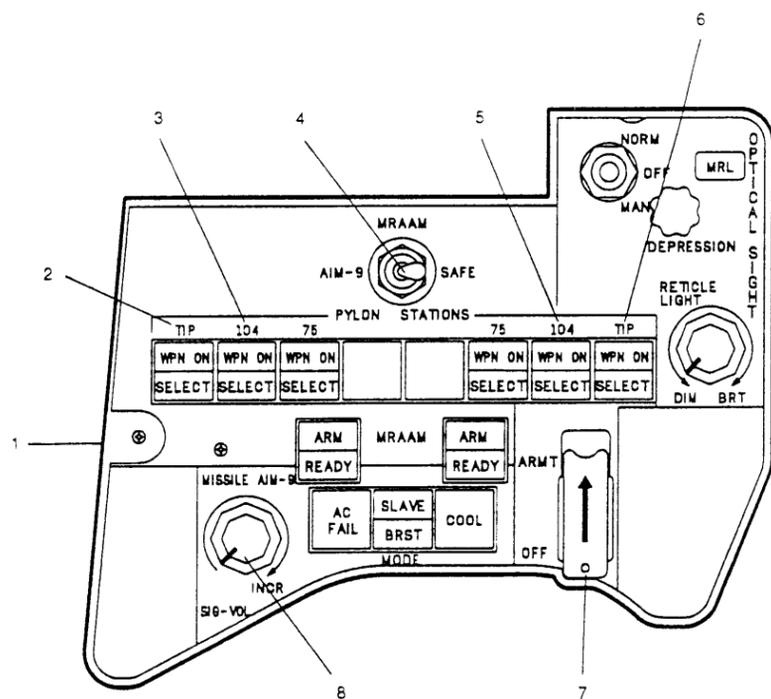
DETTAGLIO E



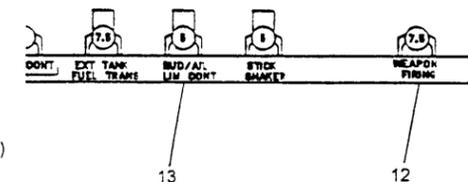
DETTAGLIO F



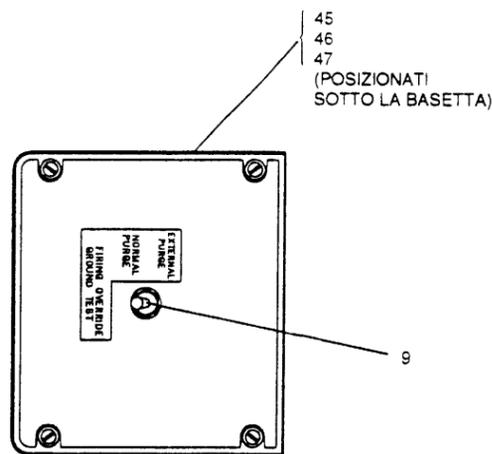
VISTA A



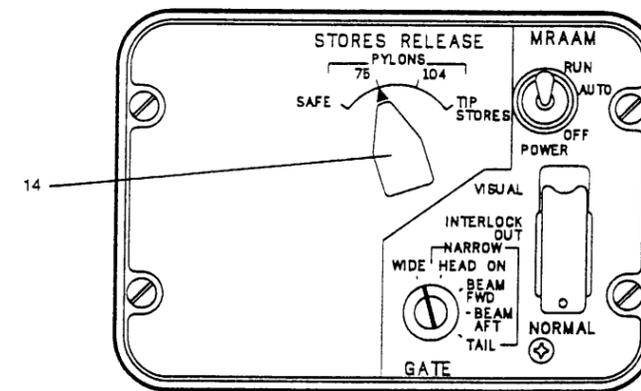
DETTAGLIO C



DETTAGLIO G

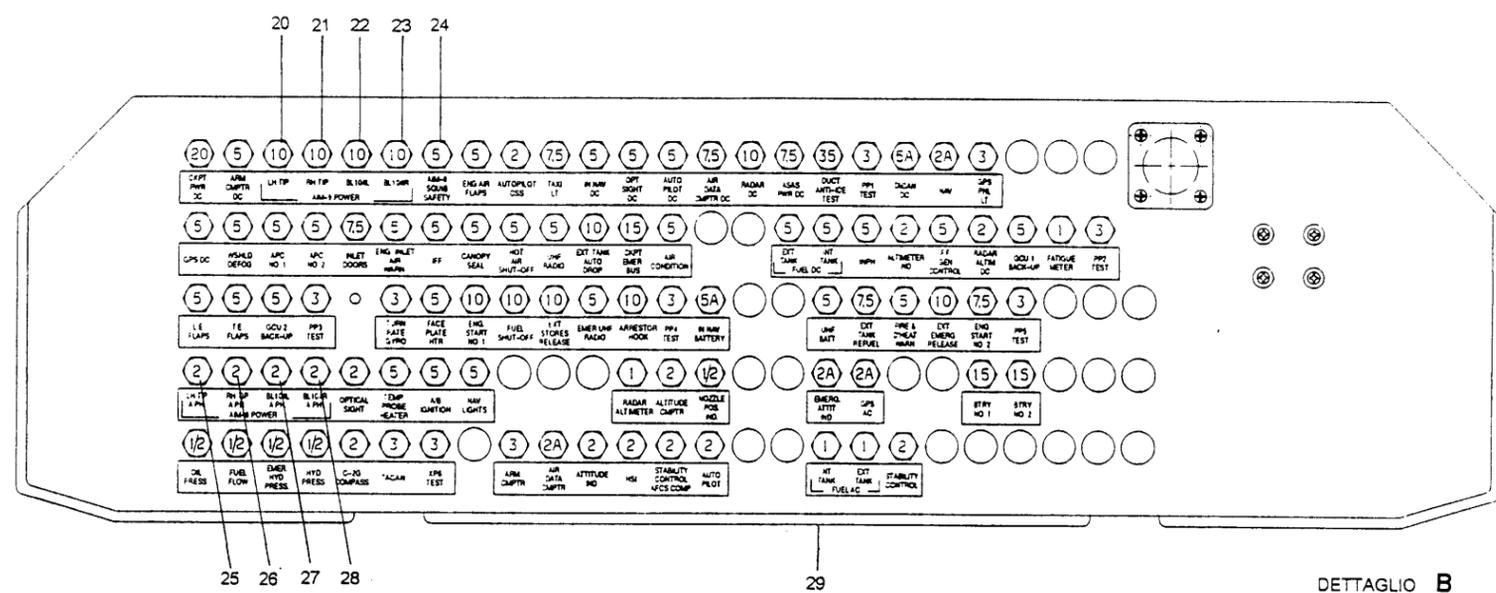
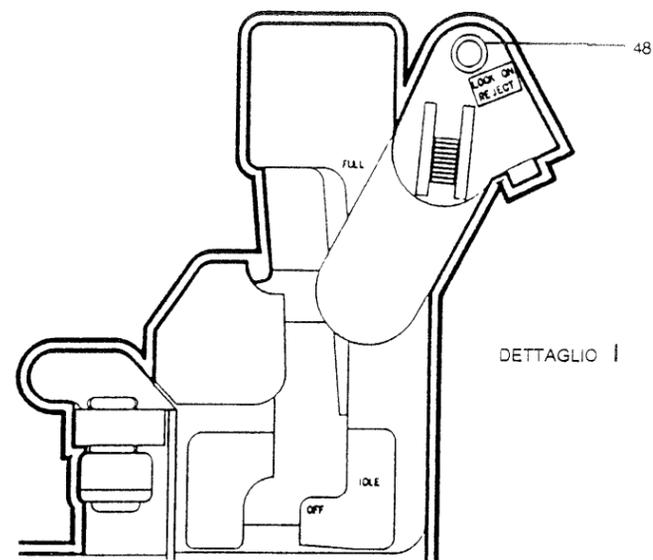


DETTAGLIO H



DETTAGLIO D

Fig. 6-1. Dislocazione componenti dell'impianto di lancio missili AIM-9L (foglio 1 di 2).



- 1 QUADRETTO ARMAMENTO
- 2 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU ESTREMITA' ALA S.
- 3 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL104 S
- 4 SELETTORE AIM-9/MRAAM/SAFE
- 5 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL104 D
- 6 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU ESTREMITA' ALA D
- 7 INTERRUPTORE ARMT & OFF
- 8 MANOPOLA MISSILE AIM-9 SIG VOL
- 9 DEVIATORE FIRING OVERRIDE GROUND TEST
- 10 QUADRETTO INTERRUTTORI AUTOMATICI S.
- 11 INTERRUPTORE AUTOMATICO WEAPON ARMING
- 12 INTERRUPTORE AUTOMATICO WEAPON FIRING
- 13 STRISCIA INTERRUTTORI AUTOMATICI SU PANNELLO LATERALE S.
- 14 SELETTORE POSTAZIONE
- 15 GRILLETTO DI SPARO
- 16 IMPUGNATURA BARRA DI COMANDO
- 17 LANCIAMISSILE E ADATTATORE SU ESTREMITA' ALARE
- 18 MISSILE AIM-9L
- 19 LANCIAMISSILE E ADATTATORE SU TRAVETTO BL104
- 20 INTERRUPTORE AUTOMATICO LH TIP AIM-9 POWER
- 21 INTERRUPTORE AUTOMATICO RH TIP AIM-9 POWER
- 22 INTERRUPTORE AUTOMATICO BL104 L AIM-9 POWER
- 23 INTERRUPTORE AUTOMATICO BL104 R AIM-9 POWER
- 24 INTERRUPTORE AUTOMATICO AIM-9 SQUIB SAFETY
- 25 INTERRUPTORE AUTOMATICO LH TIP AΦ AIM-9 PWR
- 26 INTERRUPTORE AUTOMATICO RH TIP AΦ AIM-9 PWR
- 27 INTERRUPTORE AUTOMATICO BL104 L AΦ AIM-9 PWR
- 28 INTERRUPTORE AUTOMATICO BL104 R AΦ AIM-9 PWR
- 29 SCATOLA DI GIUNZIONE NEL COMPARTO ELETTRONICO
- 30 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE TRAVETTO BL104 S.
- 31 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE TRAVETTO BL104 D.
- 32 RELE' DI MANTENIMENTO SPARO ESTREMITA' ALA S.
- 33 RELE' DI MANTENIMENTO SPARO ESTREMITA' ALA D.
- 34 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE ESTREMITA' ALA S.
- 35 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE ESTREMITA' ALA D.
- 36 RELE' DI MANTENIMENTO SPARO BL104 D.
- 37 RELE' DI MANTENIMENTO SPARO BL104 S.
- 38 RELE' DI ALIMENTAZIONE RAFFREDDAMENTO MISSILI AIM-9L
- 39 RELE' DI INTERCOLLEGAMENTO TRAVETTO BL104 D.
- 40 RELE' DI INTERCOLLEGAMENTO TRAVETTO BL104 S.
- 41 RELE' DI INTERCOLLEGAMENTO ESTREMITA' ALA D.
- 42 RELE' DI INTERCOLLEGAMENTO ESTREMITA' ALA S.
- 43 RELE' DI LANCIO MISSILE
- 44 RELE' DI ARMO MISSILE
- 45 RELE' DI INTERRUZIONE RAFFREDDAMENTO (POSIZIONATO SOTTO LA Basetta)
- 46 RELE' DI CONTROLLO RAFFREDDAMENTO (POSIZIONATO SOTTO LA Basetta)
- 47 RELE' DI CONTROLLO ARMO MISSILI (POSIZIONATO SOTTO LA Basetta)
- 48 PULSANTE LOCK-ON/REJECT

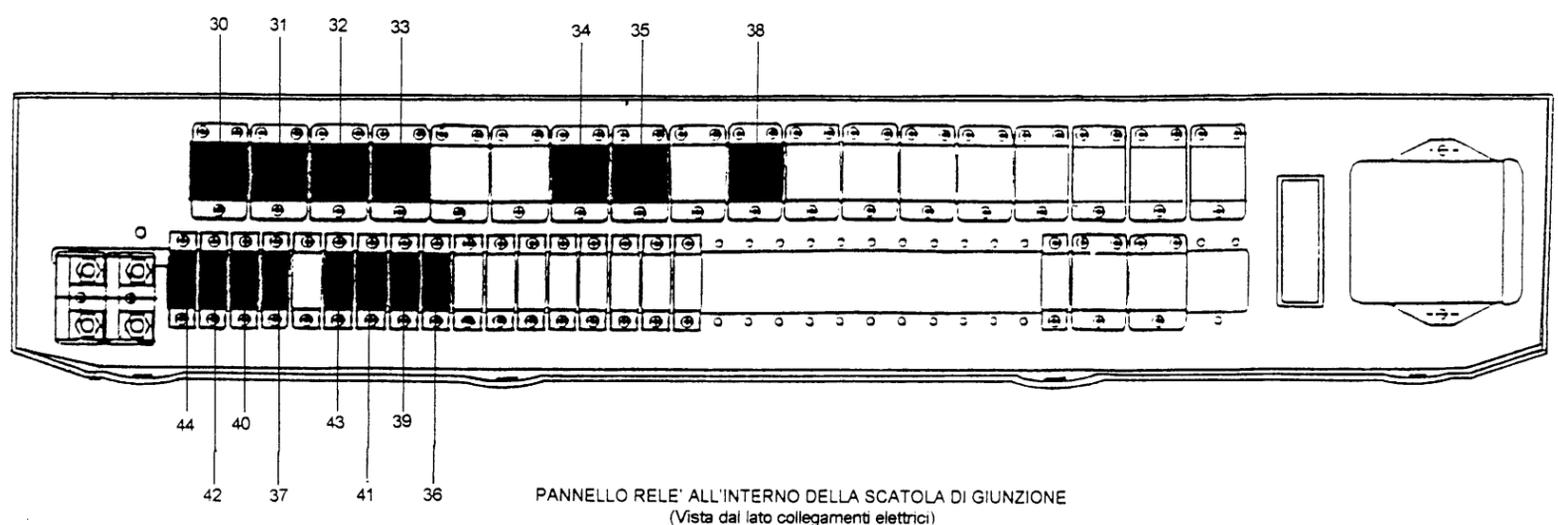


Fig. 6-1. Dislocazione componenti dell'impianto di lancio missili AIM-9L (foglio 2 di 2).

6-10. SELETTORE AIM-9/MRAAM/SAFE (vedere fig. 6-1). Il selettore AIM-9/MRAAM/SAFE, posto sul quadretto di comando armamento, è un deviatore a levetta a tre posizioni, due vie, doppio azionamento. Esso ha lo scopo di predisporre i circuiti di armamento per il funzionamento richiesto: deve essere in posizione AIM-9 prima che sia effettuato il lancio.

6-11. PULSANTI DI SELEZIONE CARICHI ESTERNI E LAMPADINE DI INDICAZIONE (vedere fig. 6-1). I pulsanti, posti sul quadretto comando armamento, sono del tipo a solenoide di ritenuta con lampada di indicazione incorporata. Essi permettono la selezione individuale dei missili che devono essere predisposti per il lancio. Quando si porta il selettore su AIM-9 si illuminano le metà superiori dei pulsanti corrispondenti alle postazioni su cui è installato un missile AIM-9 (scritta bianca WPN ON); quando si seleziona manualmente uno o più missili, premendo il pulsante, si accende la metà inferiore (scritta verde SELECT). Quando il missile viene lanciato si determina l'apertura del circuito di eccitazione del solenoide di ritenuta, per cui il pulsante si disinserisce e si spegne la lampada spia. La selezione di lancio è automatica e viene attuata dal calcolatore di armamento (AC), che decide quale missile ha la maggiore probabilità di successo. È possibile operare una selezione manuale premendo i pulsanti corrispondenti ed annullando così la decisione del calcolatore di armamento (AC). In caso di più missili selezionati manualmente, l'ordine di partenza dei missili dalle varie postazioni avviene nel seguente ordine: estremità ala sinistra, estremità ala destra, travetto BL104 sinistro, travetto BL104 destro. Quando si desidera disattivare il circuito di un missile precedentemente selezionato, è sufficiente muovere il selettore AIM-9/MRAAM/SAFE dalla posizione AIM-9 ottenendo così l'azzeramento del selezionamento.

6-12. SELETTORE POSTAZIONI (vedere fig. 6-1). Il selettore postazione, posto sul quadretto STORES RELEASE, è un commutatore rotante multiplo a 4 posizioni (SAFE/PYLONS 75/PYLONS 104/TIP STORES). Esso non viene utilizzato per il lancio dei missili, ma solo per lo sgancio selettivo dei carichi.

AVVERTENZA

Per evitare che, premendo involontariamente il pulsante di espulsione sulla barra di comando, si determini l'espulsione dei missili (con relativi lanciamissili) selezionati per il lancio, è conveniente tenere il selettore postazione in posizione SAFE.

6-13. MANOPOLA MISSILE AIM-9 SIG VOL (vedere fig. 6-1). La manopola missile AIM-9 SIG VOL, posta sul quadretto comando armamento, permette di regolare il livello del segnale audio del missile che viene inviato attraverso il calcolatore di armamento alle cuffie del pilota. Tale regolazione deve essere effettuata in modo che il segnale di una sorgente a raggi infrarossi di fondo sia a basso livello, e che il segnale del bersaglio provochi un aumento del segnale audio.

6-14. MICROINTERRUTTORI DI SICUREZZA DEI CIRCUITI DI LANCIO (vedere figg. 6-2 e 6-3). I microinterruttori di sicurezza incorporati nei lanciamissili hanno lo scopo di prevenire l'accensione accidentale dei missili quando il velivolo è a terra. Questi microinterruttori vengono aperti (disarmati) inserendo delle spine di sicurezza attraverso i fori di accesso nei lanciamissili.

6-15. RELÈ DELL'IMPIANTO DI LANCIO MISSILI AIM-9L (vedere fig. 6-1). I relè sono posti nella scatola di giunzione installata nel comparto elettronico. Essi comprendono un relè di arma missile, quattro relè di selezione postazioni, quattro relè di mantenimento sparo, quattro relè di intercollegamento, un relè di alimentazione raffreddamento missili AIM-9L. Il relè di controllo arma missili AIM-9L è contenuto nella scatola relè 6A e viene eccitato portando su AIM-9 il selettore AIM-9/MRAAM/SAFE. Esso connette l'interruttore MASTER ARM al relè di arma missile ed al relè di lancio; inoltre eccita il relè di controllo raffreddamento AIM-9L e fornisce alimentazione ai pulsanti di selezione carichi, per la selezione in modo manuale. Il relè di controllo raffreddamento AIM-9L è contenuto nella scatola relè 6A; esso permette l'eccitazione del relè di alimentazione raffreddamento missili AIM-9L e accende la relativa spia (COOL). Viene diseccitato dalla chiusura dei contatti del relè di interruzione raffreddamento AIM-9L, o dall'azionamento del pulsante luminoso COOL. Il relè di interruzione raffreddamento contenuto nella scatola relè 6A è comandato dal calcolatore di armamento e diseccita il relè di controllo raffreddamento AIM-9L.

6-16. Il relè di arma missile ha lo scopo di predisporre i circuiti di innesco dei missili delle varie postazioni inviando la tensione a 28 V ai relè K2, posti nei lanciamissili. Il relè di arma missile viene eccitato portando l'interruttore ARMT & OFF in posizione ARMT e il selettore AIM-9/MRAAM/SAFE su AIM-9.

6-17. I relè di selezione hanno lo scopo di predisporre i circuiti per il lancio dei missili selezionati, secondo la sequenza stabilita dal calcolatore di armamento (AC) in caso di selezione automatica dei missili, oppure in caso di selezione manuale, quando il deviatore AIM-9/MRAAM/SAFE è su AIM-9, i missili sono installati e si premono i pulsanti di selezione carichi esterni relativi alle postazioni su cui i missili sono installati.

6-18. Ciascun relè di mantenimento sparo viene eccitato dall'impulso elettrico del grilletto di sparo secondo la sequenza di lancio dei missili e la selezione effettuata dal pilota. Questi relè hanno lo scopo di mantenere attivato il relativo circuito di selezione fornendo una massa supplementare in sostituzione di quella perduta alla partenza del missile in modo da evitare che, mantenendo premuto il grilletto, venga lanciato il missile successivo. Di conseguenza, per effettuare il lancio del missile successivo è necessario rilasciare il grilletto e quindi azionarlo nuovamente. La segnalazione di lancio avvenuto è attuata dall'apertura del relè di inibizione JETTISON AIM-9L, con apertura del circuito di massa.

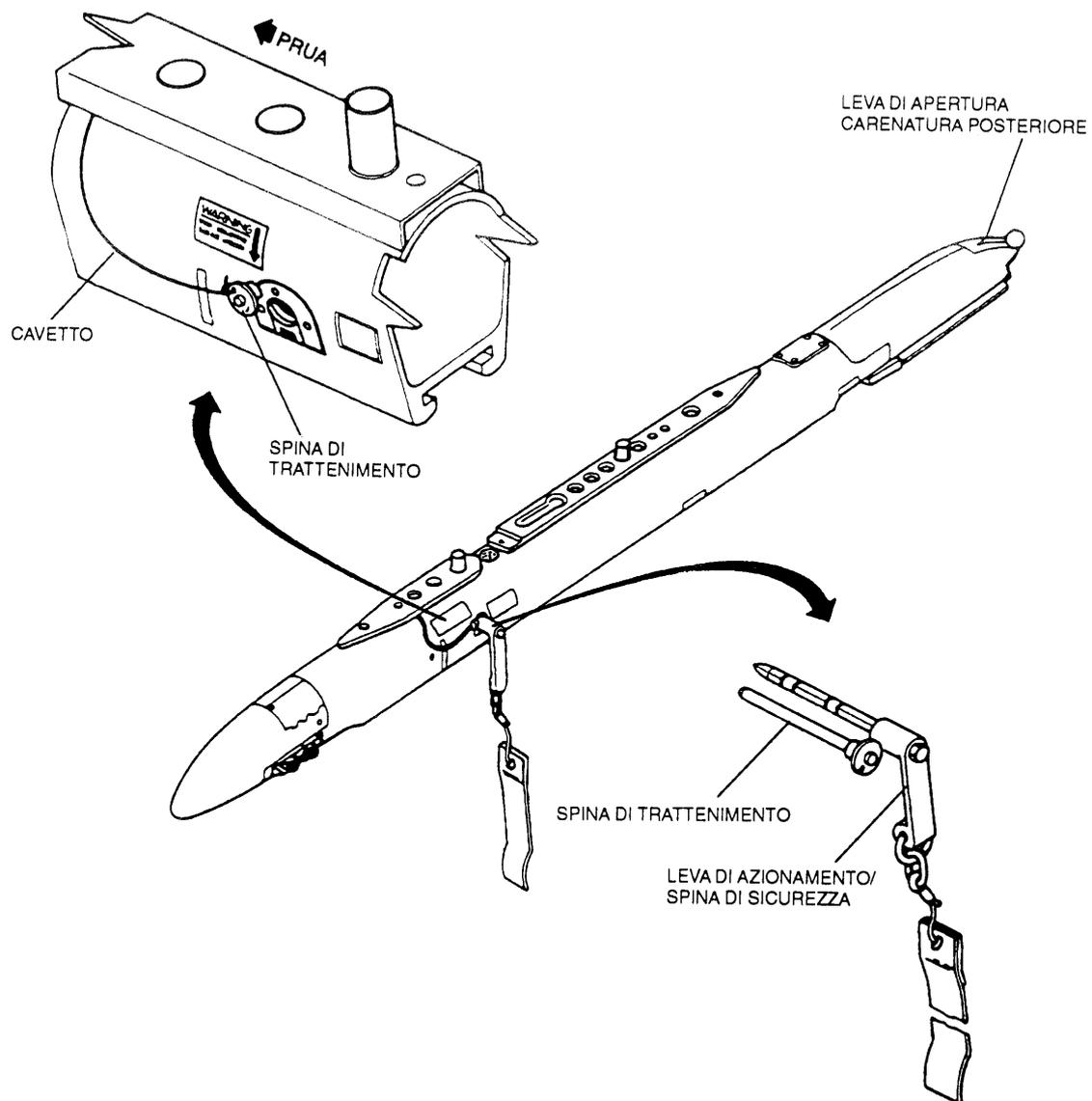


Fig. 6-2. Spine e bloccaggi di sicurezza (lanciamissile LAU-7/A-5).

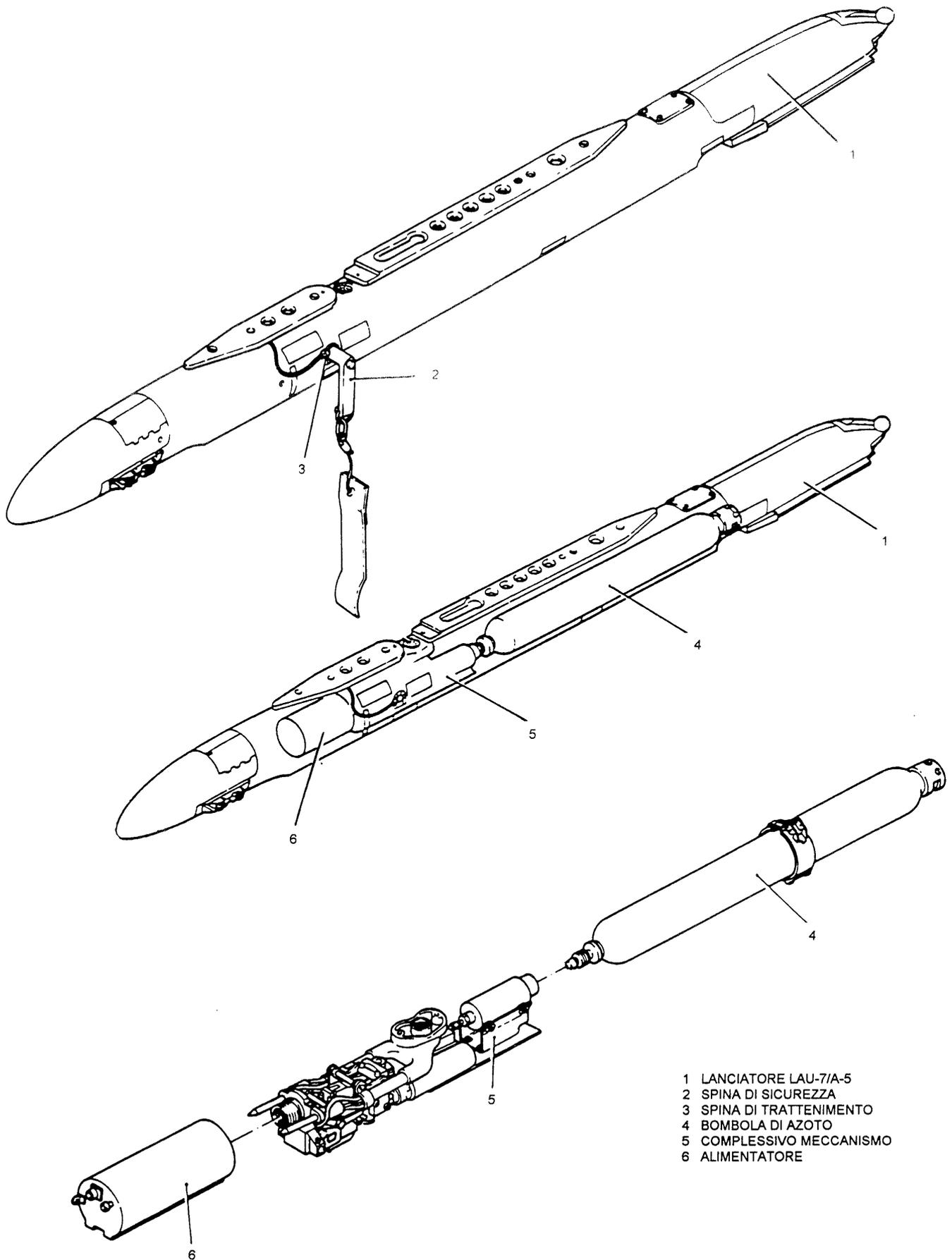


Fig. 6-3. Lanciatore LAU-7/A-5.

6-19. I relè di intercollegamento hanno lo scopo di inviare le tensioni a 115 V c.a. e a 28 V c.c. agli alimentatori dei lanciamissili. Essi sono eccitati quando la barra primaria è alimentata, gli interruttori automatici AIM-9 PWR sono inseriti e i missili sono installati sulle postazioni corrispondenti, si diseccitano automaticamente quando i missili vengono lanciati.

6-20. Il relè di lancio missile ha lo scopo di assicurare la partenza dei missili delle postazioni di estremità alare, mantenendo alimentato il circuito di innesco di tali missili anche se il grilletto di sparo è azionato per un tempo insufficiente.

6-21. Il relè di alimentazione raffreddamento missili AIM-9L aziona le valvole della bombola di gas refrigerante contenute nei lanciatori dei missili AIM-9L. IL raffreddamento ha luogo in ogni missile installato, ogni volta che si seleziona AIM-9 sul selettore AIM-9/MRAAM/SAFE, e viene interrotto esclusivamente premendo la luce di spia raffreddamento missili AIM-9 (COOL) posta sul pannello controllo armamento.

6-22. LANCIAMISSILI PER AIM-9L (vedere fig. 6-3). Per il lancio dei missili AIM-9L è impiegato il lanciatore tipo LAU-7/A-5, che viene collegato al velivolo mediante appositi adattatori, utilizzati sia per le postazioni di estremità alare che per i travetti subalari BL104. Questo lanciatore ha un sistema di aggancio costituito da due bulloni fissi. L'uso di tale sistema installativo comporta la perdita della funzione di "JETTISON DOWN", viene quindi impiegato un adattatore che, oltre ad assicurare l'esatta interfaccia elettrica e meccanica tra velivolo e lanciatore, consente di recuperare la funzione perduta. Il lato di caricamento del lanciatore comprende una guarnizione ed una rotaia di guida che riceve la staffa di sospensione del missile. Il missile è assicurato al lanciatore mediante un dispositivo di ritegno munito di un dente d'arresto e di piastrine autobloccanti. Il lanciatore riceve l'alimentazione dall'impianto elettrico del velivolo, tramite un connettore posto nella sezione posteriore che si accoppia al connettore corrispondente dell'adattatore sul quale è installato. Un alimentatore posto internamente al lanciatore fornisce energia elettrica ai circuiti del missile: la tensione di lancio è inviata attraverso le punte di innesco ai contatti sul missile, la rimanente energia elettrica necessaria è fornita tramite il "cordone ombelicale" del missile che si collega al connettore d'uscita dell'alimentatore.

6-23. L'alimentatore può funzionare dal regime di rilento fino al 110% dei giri del turbogetto (320+522 Hz). Esso fornisce al missile la tensione B +, la tensione di riscaldamento, la tensione per i filamenti e la tensione di lancio. Un amplificatore audio, incorporato nell'alimentatore, amplifica il segnale ricevuto dal missile, che viene inviato alle cuffie del pilota. Que-

sto segnale è il solo mezzo col quale il pilota può accertarsi del corretto funzionamento del missile prima del lancio.

6-24. La rotaia di guida del lanciamissile è costituita da un singolo elemento estruso in lega di alluminio ad alta resistenza, ricoperto da un deposito elettrolitico per aumentare la resistenza all'usura. Le guide della rotaia sono aperte in tre punti in modo che le staffe di sospensione del missile possano essere inserite al momento dell'installazione. Un'ampia apertura anteriore permette l'accoppiamento del dente d'arresto e delle punte d'innesco al supporto anteriore del missile. Due feritoie su ciascun lato della suddetta apertura alloggiavano le piastrine autobloccanti anteriori, mentre altre due feritoie nella parte posteriore della rotaia di guida alloggiavano le piastrine autobloccanti posteriori. Una vite di pressione in acciaio temperato fuoriesce dalla rotaia di guida ed è usata per stabilire un contatto di massa sicuro fra la rotaia ed il tubo del motore del missile.

6-25. Ogni piastrina autobloccante (vedere fig. 6-4), scorre lungo asole di guida inclinate nel lanciamissile. Una molla tira la piastrina all'indietro e verso il basso contro la staffa di sospensione del missile. Di conseguenza, ogni oscillazione del missile fa sì che la molla spinga ulteriormente la piastrina lungo la guida inclinata, aumentando il bloccaggio. Il movimento in avanti del missile durante il lancio determina il rientro della piastrina lungo la guida inclinata, pertanto le staffe di supporto possono scorrere liberamente sulla rotaia del lanciamissile.

6-26. Il dente d'arresto (vedere fig. 6-4) è costituito da un pesante blocco metallico montato nel dispositivo di ritegno. Due sporgenze del dente d'arresto si inseriscono sui lati anteriore e posteriore della staffa di sospensione anteriore del missile quando questo è appoggiato sulla rotaia guida, prevenendo i movimenti fino a quando viene lanciato. La parte posteriore del dente d'arresto è incernierata ad un perno, solidale con il telaio del dispositivo di ritegno, mediante un foro ad asola la cui larghezza è sufficiente per permettere alla parte posteriore del dente d'arresto di rientrare in modo da liberare la staffa di sospensione del missile durante l'installazione o la rimozione di questo. Il movimento rientrante dalla parte posteriore del dente d'arresto è ottenuto spingendo in avanti il missile, durante il caricamento, o ruotando mediante una chiave Allen da 7/32 inches, un cilindro dentato imperniato al telaio, durante l'operazione di rimozione del missile. Un dente del cilindro si inserisce in una gola sulla parte posteriore del dente d'arresto in modo che una piccola rotazione del cilindro determina lo spostamento del dente d'arresto e lo sgancio delle piastrine autobloccanti. Il dente d'arresto e le piastrine autobloccanti devono essere azionati in questo modo ogni volta che il missile viene rimosso dal lanciamissile.

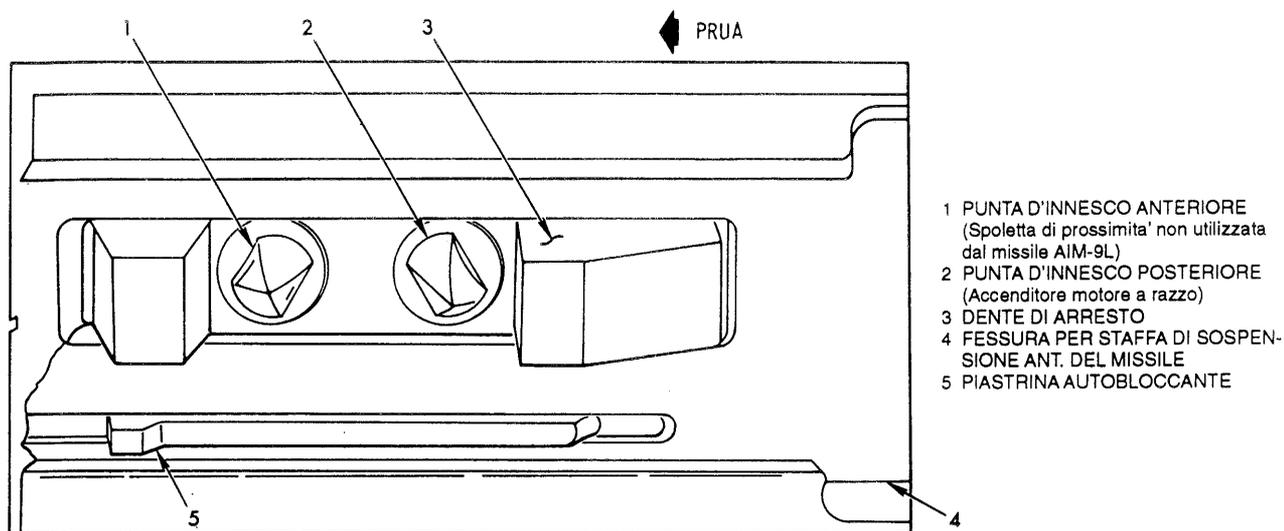


Fig. 6-4. Dispositivo di ritegno del lanciamissile.

6-27. La molla di ritegno è costituita da un robusto avvolgimento ad elica, montato nella parte anteriore del dispositivo di ritegno. Un'estremità appoggia sul dente d'arresto, l'altra è trattenuta da una grossa vite di regolazione posta sul lato interno del telaio del dispositivo di ritegno. Questa vite può essere ruotata per variare la tensione della molla e, di conseguenza, la forza di ritegno del missile. La molla applica sul dente d'arresto una forza tale da richiedere una spinta del missile di 900+1300 lbs, per permettere il lancio.

6-28. Le punte di innesco (vedere fig. 6-4) sono costituite da due perni appuntiti, caricati a molla, che sono mantenuti contro i contatti elettrici sul supporto anteriore del missile quando questo è installato. Queste punte sono isolate elettricamente dal dente d'arresto e sono alimentate mediante cavi schermati provenienti dall'alimentatore del lanciamissile. La punta posteriore determina l'innesco dell'accenditore del motore del missile.

6-29. Il circuito di alimentazione della punta d'innesco posteriore (accenditore motore a razzo), è controllato dai contatti normalmente chiusi di un micro-interruttore di sicurezza posto all'interno del lanciamissile. I contatti del microinterruttore vengono aperti mediante l'inserzione di una spina di sicurezza nell'apposito foro su un lato del lanciamissile, interrompendo in tal modo il circuito di accensione del motore del missile. Il circuito può essere chiuso solo rimuovendo tale spina.

6-30. ADATTATORE PYLONS BL104 (vedere figg. 6-5 e 6-6). L'adattatore per la postazione BL104 è formato da una struttura portante unica, in lega leggera, rastremata aerodinamicamente nella parte anteriore. Nella struttura superiore del corpo centrale, sono alloggiati due anelli di sospensione che permettono l'aggancio dell'adattatore al gancio MAU-50/A. La parte inferiore contiene le sedi di alloggiamento dei

bulloni di attacco lanciatore LAU-7/A-5. Per garantire una adeguata rigidezza all'assieme Pylon-Adattatore-Lanciatore, la struttura centrale è fornita di quattro alette laterali sulle quali si appoggiano i piattelli dei bracci di controventamento del gancio MAU-50/A. Internamente è installato un cablaggio di interfaccia velivolo-lanciatore dotato di due connettori a sconnessione rapida.

6-31. ADATTATORE TIP ESTREMITÀ ALARE. L'adattatore per la postazione di estremità alare è formato da una struttura principale composta in acciaio e lega leggera che s'innesta sulla semiala ricalcandone il profilo esterno. Il sistema di fissaggio è costituito da un pomello di aggancio, da un supporto anteriore di controventamento e da un supporto posteriore su cui è installata una spina che assicura l'allineamento dell'assieme. L'adattatore è corredato di una carenatura anteriore e di una posteriore, che termina con un corpo di plastica recante la luce di formazione. La parte inferiore dell'adattatore contiene le sedi per l'alloggiamento dei bulloni di aggancio del lanciatore LAU-7/A-5. Internamente è installato un cablaggio di interfaccia velivolo-lanciatore dotato di due connettori a sconnessione rapida (vedere figg. 6-7 e 6-8).

6-32. MISSILE AIM-9L. Il missile AIM-9L (Sidewinder) è un'arma supersonica aria-aria autoguidata, che impiega un sistema a raggi infrarossi di rilevamento del bersaglio, un sistema di guida a navigazione proporzionale e un sistema di comando a bilancia di torsione. Esso comprende una sezione di guida e di comando con quattro alette mobili, una testata esplosiva, una spoletta a contatto, una spoletta di prossimità ed un motore a razzo con quattro alette posteriori fisse. Il collegamento del missile al lanciamissile è effettuato mediante tre staffe di sospensione poste sulla sezione del motore a razzo; l'alimentazione elettrica per i circuiti del missile è fornita dall'alimentatore del lanciamissile attraverso un cavo (Umbilical Connection) collegato alla sezione di guida e di comando.

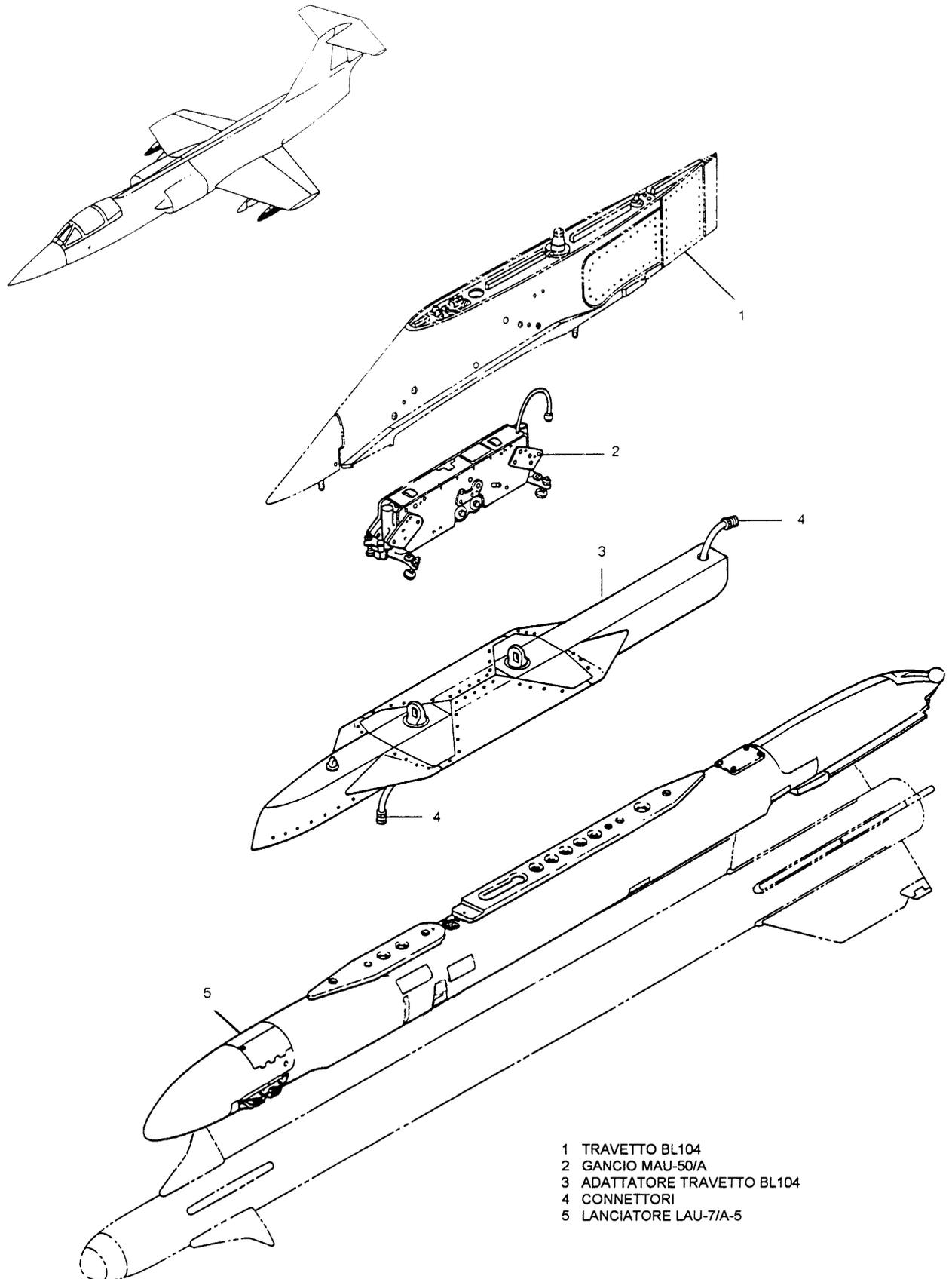


Fig. 6-5. Dislocazione dei componenti dell'impianto missili su travetto BL104.

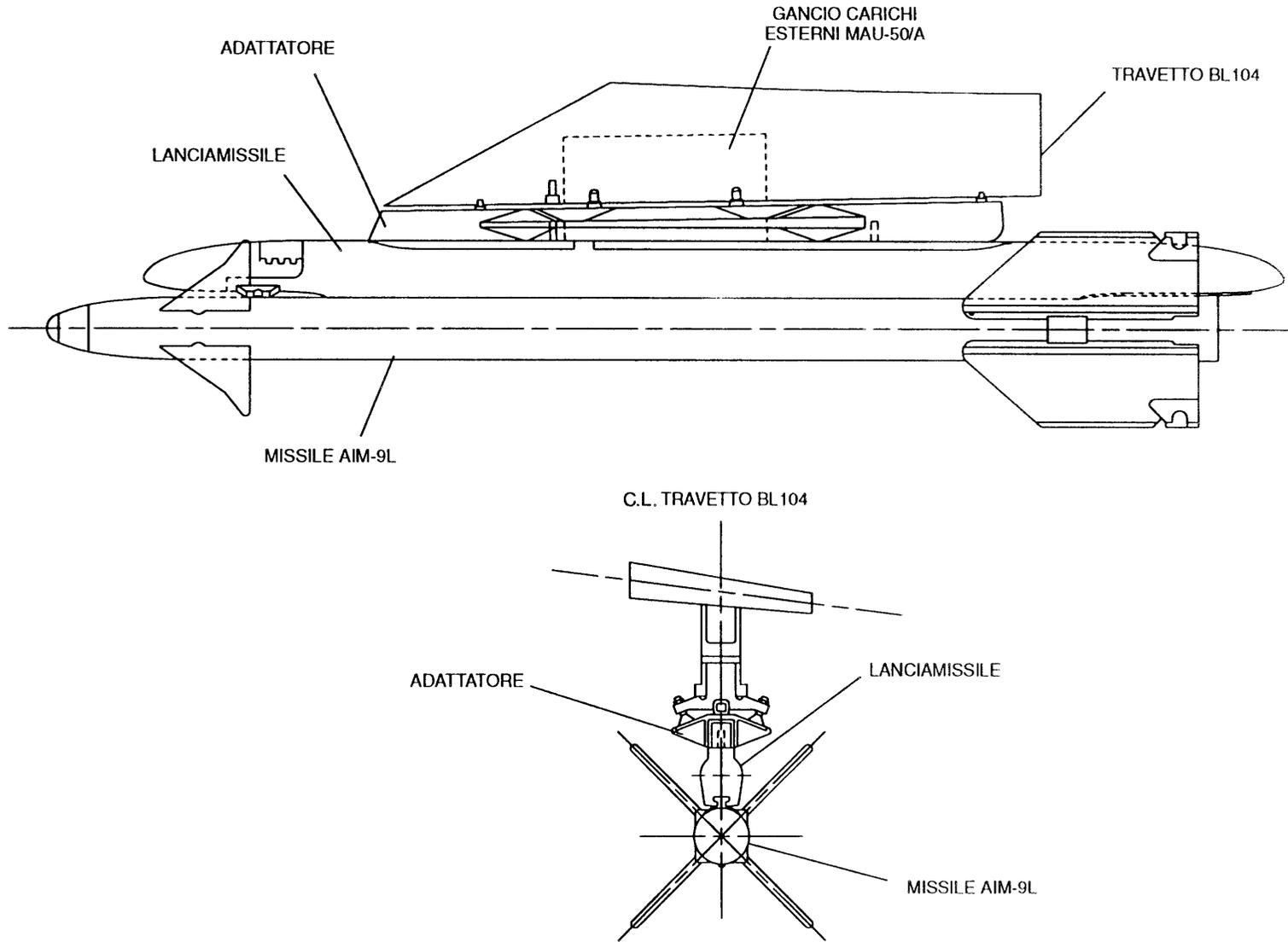


Fig. 6-6. Adattatore e lanciamissile AIM-9L su travetti BL104.

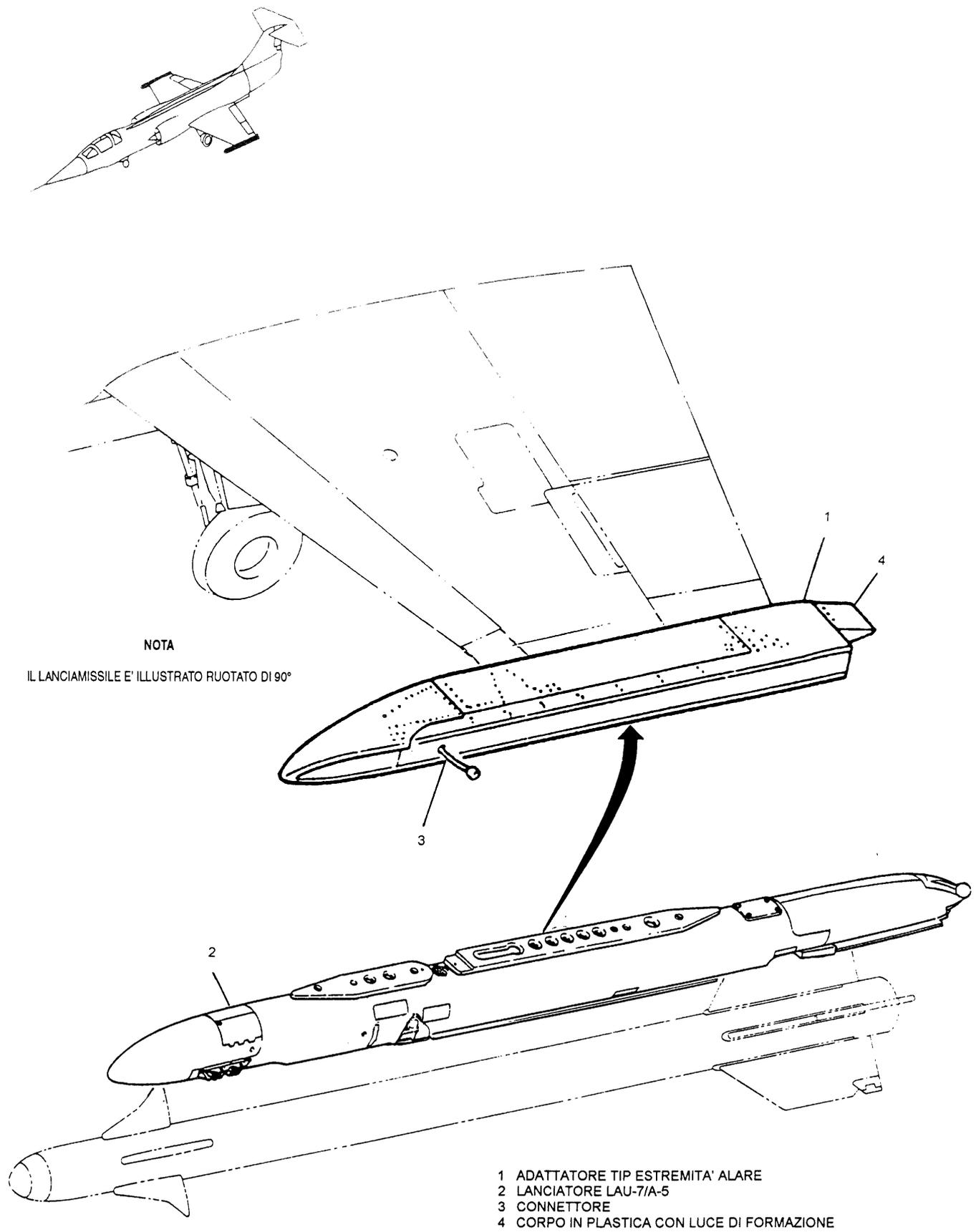


Fig. 6-7. Dislocazione dei componenti dell'impianto missili su postazione di estremità alare (WING TIP).

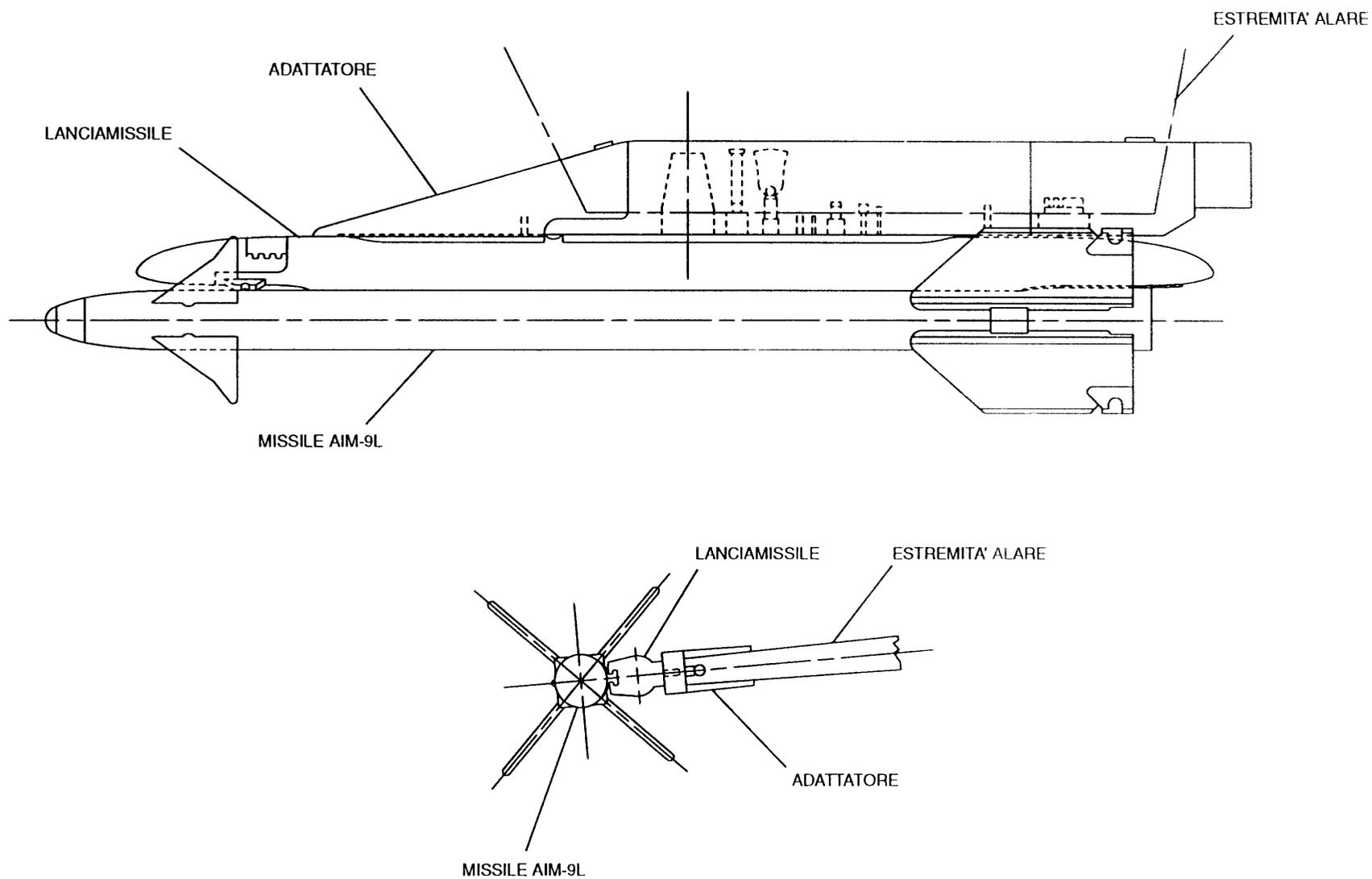


Fig. 6-8. Adattatore, lanciatore e missile AIM-9L su postazione di estremità alare.

In questa versione del missile, il seeker può essere asservito al radar (Modo SLAVE), da cui riceve le informazioni di azimut ed elevazione per orientare il proprio asse nella direzione del bersaglio ed effettuare il LOCK-ON. Il funzionamento SLAVE può essere reso inoperativo premendo SLAVE/BRST posto sull'ACP: in questo modo si forza il seeker a rimanere puntato sulla linea di BORESIGHT. Le informazioni di puntamento possono essere passate da un missile all'altro (funzionamento MASTER/SLAVE) quando il missile in LOCK-ON (MASTER) sta perdendo di vista il bersaglio. In questo caso il missile "SLAVE" diventa a sua volta "MASTER" e garantisce l'agganciamento al bersaglio.

6-33. La sezione di guida e di comando mantiene il missile su una rotta corretta per l'intercettazione del bersaglio. Il motore a razzo spinge il missile lungo questa rotta e le alette forniscono la necessaria portanza e stabilità durante il volo. Quando innescata dalla spoletta a contatto o da quella di prossimità, la testa esplosiva distrugge il bersaglio. La spoletta a contatto determina l'innescò della carica esplosiva quando il missile collide col bersaglio, mentre la spoletta di prossimità innesca la carica esplosiva quando il missile passa vicino, ma non urta il bersaglio. Il missile AIM-9L richiede il raffreddamento del seeker; tale raffreddamento ha inizio nel momento in cui si seleziona il modo AIM-9 sul selettore AIM-9/MRAAM/SAFE, in seguito all'eccitazione del relè alimentazione raffreddamento AIM-9L.

6-34. L'accensione del missile AIM-9L viene iniziata premendo nella seconda posizione il grilletto di sparo sull'impugnatura della barra di comando. Questa azione determina le seguenti azioni (vedere fig. 6-9):

- a. Eccitazione del relè K304 e successiva eccitazione del relè K302 che mantiene autoeccitato il K304.
- b. Invio della tensione di innesco spoletta batterie termiche e generatore di gas della sezione di controllo guida.
- c. Ritorno del segnale di lancio missile con eccitazione del relè K303.
- d. Accensione del motore a razzo.
- e. Dopo che il missile ha coperto una distanza di sicurezza di circa 600 feet la spoletta a contatto viene armata, mentre la spoletta di prossimità viene armata a circa 1500 feet.

6-35. Per la protezione del personale e del materiale, sono impiegati, unitamente al missile AIM-9L, tre dispositivi di sicurezza. Questi sono: un complesso tappo/spina di cortocircuito, un fermaglio di cortocircuito dell'accenditore del motore a razzo e un dispositivo antipropulsione. Tutto il personale deve famigliarizzarsi all'impiego e all'applicazione di questi dispositivi secondo quanto descritto nella presente sezione.

6-36. COMPLESSIVO TAPPO/SPINA DI CORTOCIRCUITO. Questo complessivo è fornito con ciascuna sezione di guida e comando del missile AIM-9L ed è installato sul connettore ombelicale. Esso previene l'introduzione di sporcizia nel connettore ed

inoltre, cortocircuitando la carica del generatore di gas, previene che questa si inneschi per effetto di tensioni disperse. Il dispositivo deve essere rimosso prima che il missile sia caricato sul velivolo e deve essere conservato per il reimpiego quando il missile viene rimosso dal velivolo.

6-37. FERMAGLIO DI CORTOCIRCUITO DELL'ACCENDITORE DEL MOTORE A RAZZO. Un fermaglio di cortocircuito è fornito con ciascun motore a razzo dell'AIM-9L. Esso cortocircuita i contatti di innesco dell'accenditore del motore a razzo e della spoletta di prossimità, evitando l'attivazione di questi ultimi da parte di tensioni disperse. Il fermaglio deve essere installato durante l'immagazzinamento e le operazioni manuali a terra; deve essere rimosso solo quando il missile viene installato sul velivolo.

6-38. DISPOSITIVO ANTIPROPULSIONE. Il dispositivo è usato durante le operazioni manuali sul missile AIM-9L. Esso è connesso all'ugello del motore a razzo ed evita la propulsione del missile nel caso che il motore sia acceso inavvertitamente. È essenziale che la guarnizione O-ring fornita con il dispositivo sia a posto quando il dispositivo è installato. Il dispositivo antipropulsione di tipo non schermato deflette il getto dei gas di scarico in un arco di 360° perpendicolarmente all'asse del missile. Esso viene connesso al motore a razzo prima del montaggio dei componenti del missile ed è usato sia sui missili pronti nelle zone di immagazzinamento sia durante il trasporto dei missili alla linea di volo e viceversa. Il dispositivo antipropulsione di tipo schermato deflette il getto dei gas di scarico di circa 50 feet avanti e indietro, parallelamente all'asse del missile. Questo tipo è usato sui missili installati sul velivolo e deve essere rimosso solo immediatamente prima del volo.

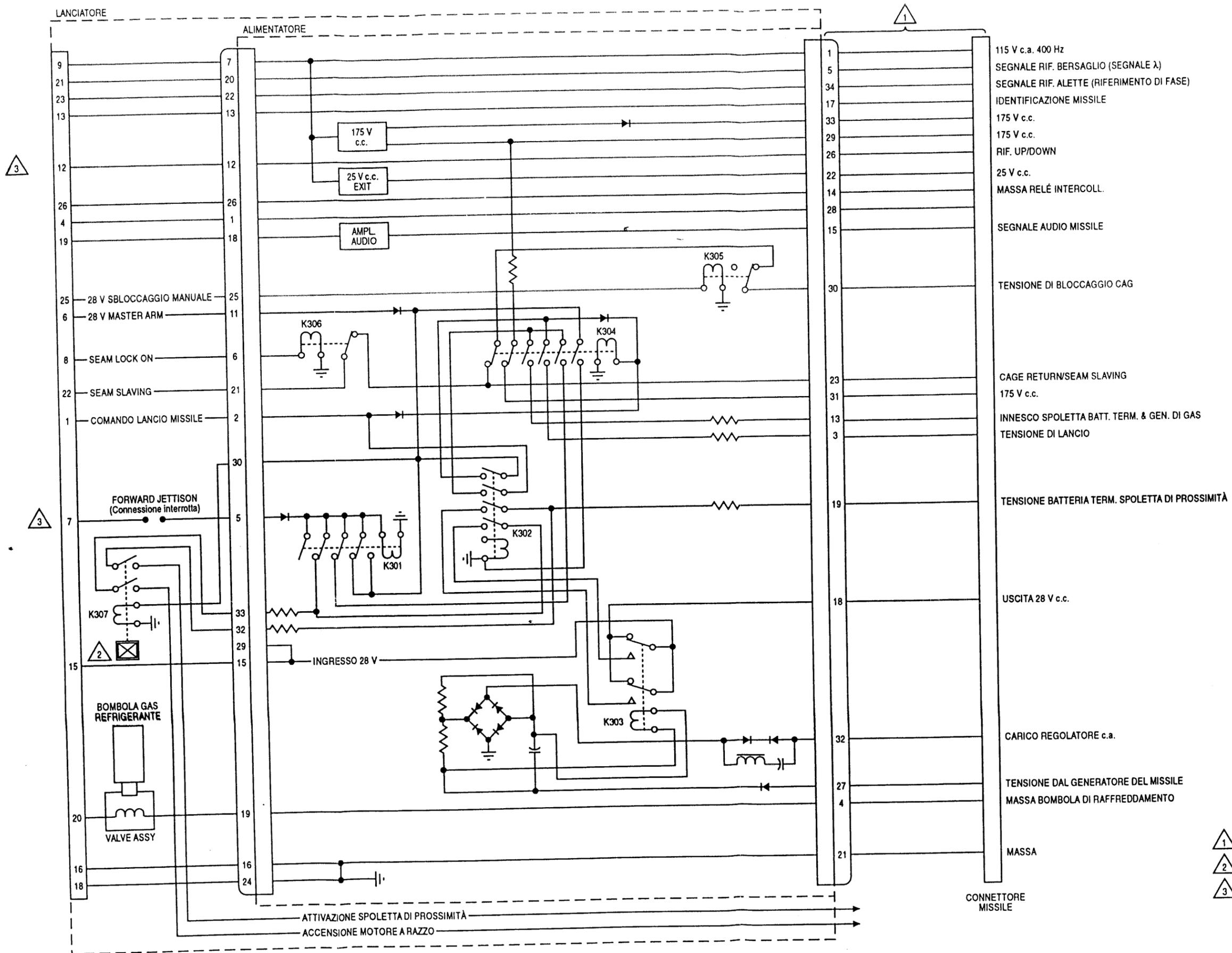
ATTENZIONE

Il dispositivo antipropulsione di tipo non schermato deve essere rimosso prima dell'installazione del missile sul velivolo.

6-39. FUNZIONAMENTO DELL'IMPIANTO

6-40. GENERALITÀ. Il missile AIM-9L è di tipo aria-aria, passivo, con sistema di guida a raggi infrarossi. Esso si dirige verso l'energia a raggi infrarossi irradiata dalle parti calde del bersaglio, seguendo una rotta di intercettazione e determina l'innescò della propria carica esplosiva al momento dell'impatto col bersaglio o in vicinanza con esso. L'impianto di lancio missile fornisce l'alimentazione elettrica al missile per le operazioni di inseguimento e l'alimentazione per il lancio del missile dal velivolo (vedere fig. 6-10).

6-41. OPERAZIONI DI INSEGUIMENTO (vedere fig. 6-10). La sezione di guida e di comando del missile segue il bersaglio, converte i segnali di questo in segnali di comando e, dopo il lancio, guida il missile sul



- NOTE
- 1 CAVO OMBELICALE DI CONNESSIONE LANCIATORE-MISSILE
 - 2 SPINA DI SICUREZZA A TERRA
 - 3 CONTATTI NON UTILIZZATI

Fig. 6-9. Schema lanciatore missile AIM-9L.

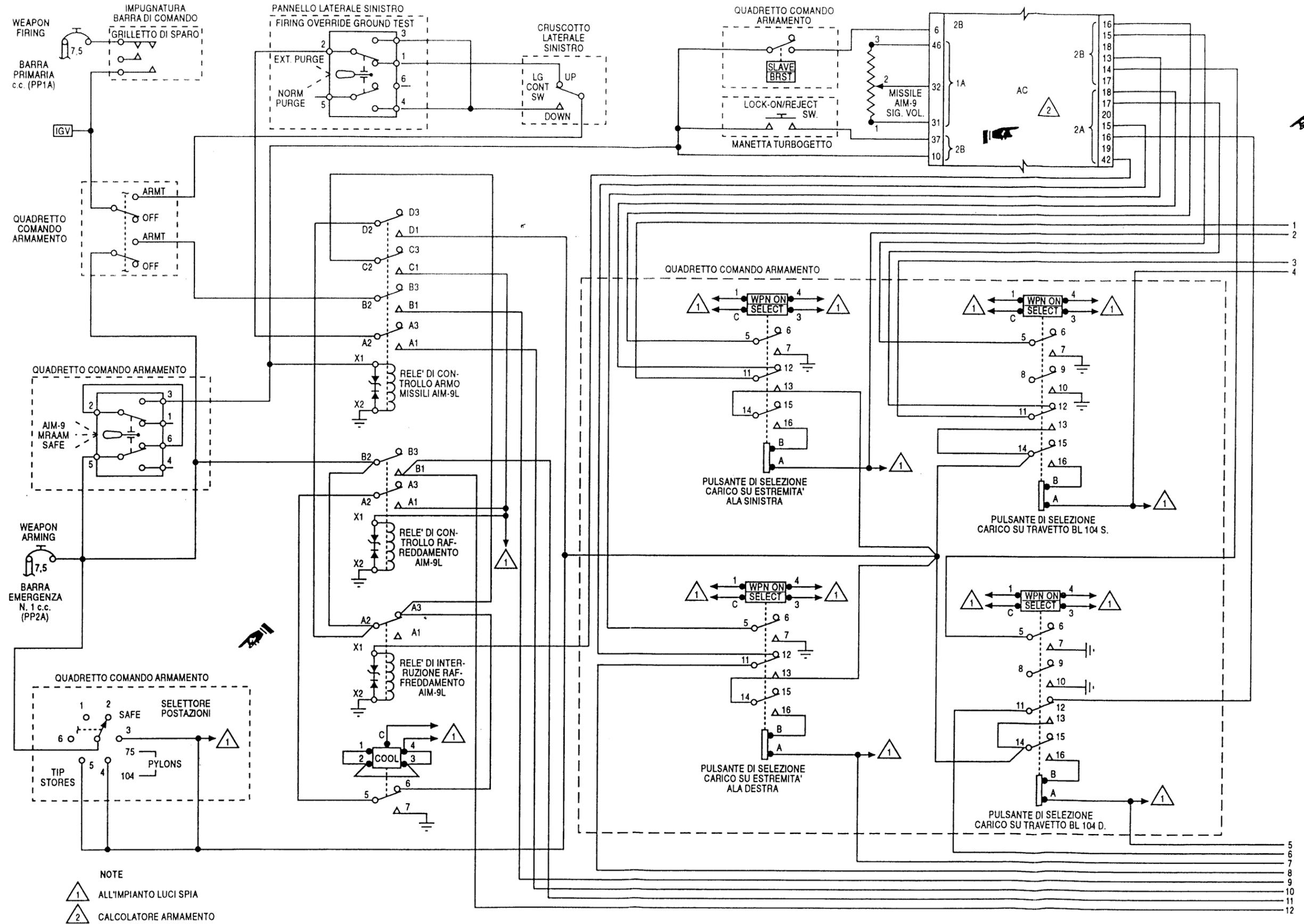


Fig. 6-10. Schema impianto di lancio missili AIM-9 (foglio 1 di 3).

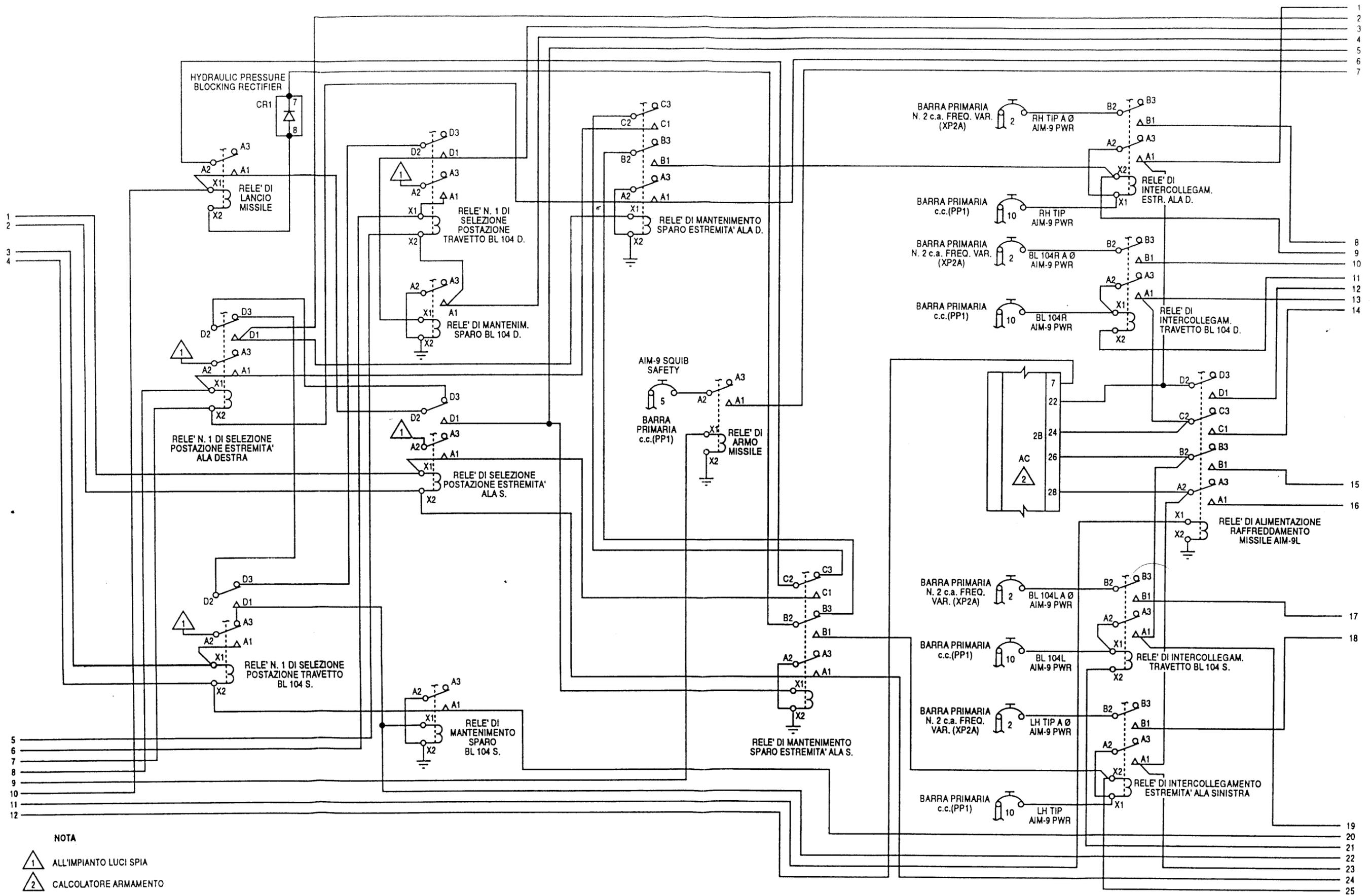


Fig. 3-10. Schema impianto di lancio missili AIM-9 (foglio 2 di 3).

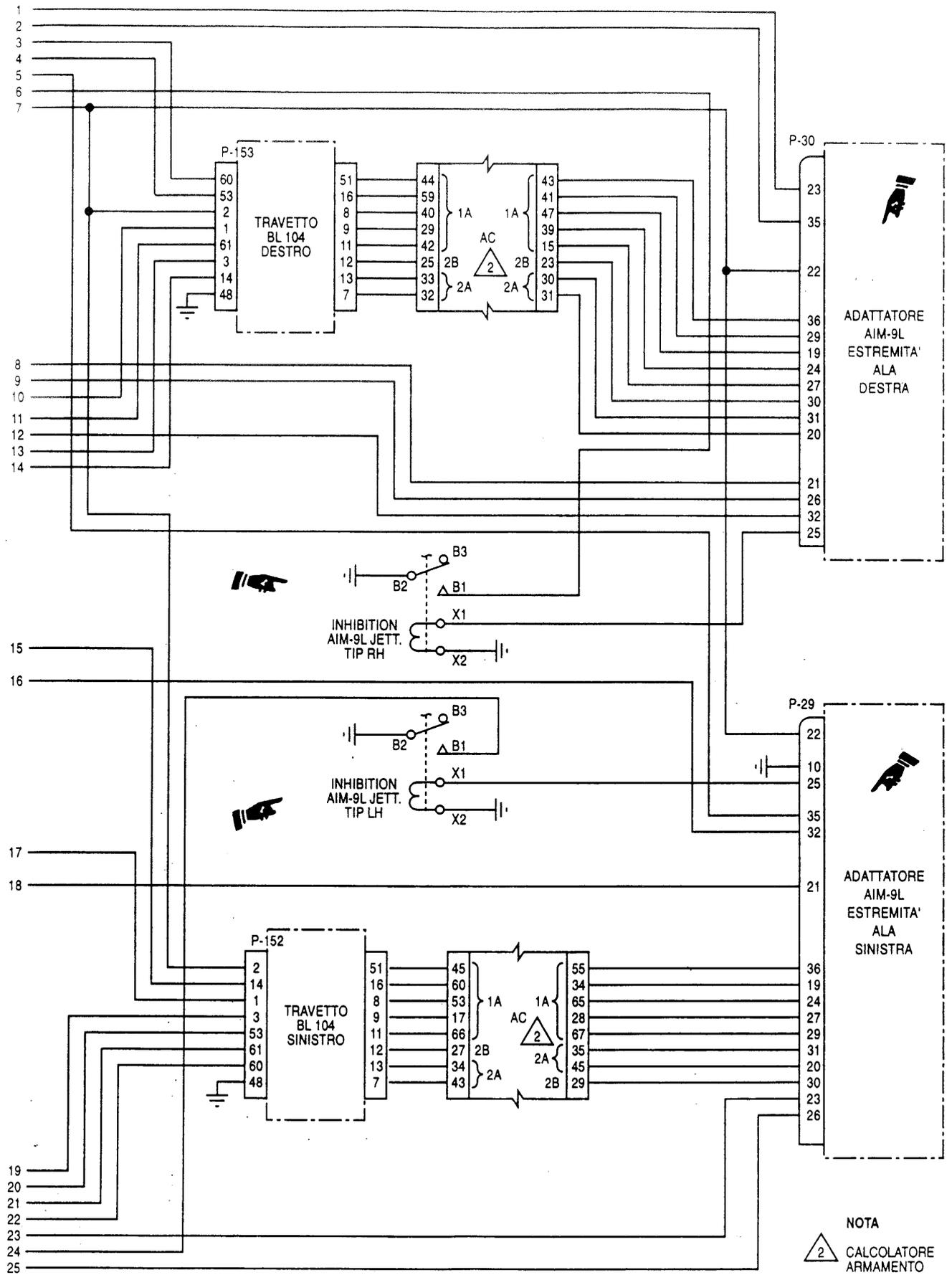


Fig. 6-10. Schema impianto di lancio missili AIM-9 (foglio 3 di 3).

bersaglio. Finchè il missile è collegato al relativo lanciamissile, l'alimentazione elettrica è derivata dall'impianto del velivolo tramite un relè di intercollegamento e attraverso l'alimentazione nel lanciamissile e il cavo di collegamento (umbilical connection).

ATTENZIONE

Quando il velivolo è a terra, assicurarsi che l'interruttore ARMT & OFF sia in posizione OFF e il selettore postazione in posizione SAFE; porre attenzione che il selettore AIM-9/MRAAM/SAFE non sia in posizione SAFE.

6-42. Il dispositivo di inseguimento nel missile inizia a funzionare quando le barre sono alimentate e il relè di intercollegamento, relativo alla postazione su cui è installato il missile, è eccitato e invia le tensioni a 115 V c.a. e a 28 V c.c. all'alimentatore nel lanciamissile e quindi al missile. Poiché gli AIM-9L richiedono il raffreddamento della testa, il dispositivo di inseguimento deve essere reso operativo selezionando AIM-9 sul selettore armamento (eccitazione del relè di alimentazione raffreddamento missile). La sezione di guida del missile contiene un sistema ottico costituito da una specchio primario, uno specchio secondario, un dispositivo di scansione, un filtro ottico e una cellula fotoelettrica. Quando l'impianto è in funzione, gli specchi e il dispositivo di scansione ruotano ad alta velocità. Lo specchio primario rotante ha le proprietà del giroscopio ed è soggetto alle forze di precessione. Durante il funzionamento precedente al lancio del missile, questo specchio giroscopico è bloccato elettricamente mediante il relè K305 posto nell'alimentatore del lanciamissile per AIM-9L (in posizione diseccitata).

6-43. L'energia a raggi infrarossi proveniente dal bersaglio e quella di fondo entra nella sezione di guida del missile attraverso l'ogiva, è riflessa dagli specchi e passa attraverso il dispositivo di scansione. Questo modula tale energia e discrimina le radiazioni del bersaglio da quelle inutili di fondo. Il segnale modulato passa attraverso il filtro ottico e colpisce la cellula al solfuro di piombo. Questa si comporta come una resistenza variabile in funzione dell'intensità dell'energia a RI ricevuta, e quindi converte l'energia a RI modulata in un segnale elettrico modulato.

6-44. Il segnale elettrico dal missile è inviato attraverso l'amplificatore incorporato nell'alimentatore del lanciamissile e attraverso il calcolatore di armamento (AC) al circuito interfonico dell'impianto radio UHF il quale fornisce un segnale audio per indicare che la sezione di guida e di comando del missile è funzionante e "vede" il bersaglio. Il segnale del missile è inviato automaticamente all'impianto radio UHF quando viene premuto il pulsante di selezione oppure quando il calcolatore di armamento (AC) seleziona una postazione della postazione corrispondente, e il suo livello può essere regolato mediante la manopola AIM-9 SIG VOL sul quadretto di comando armamento.

6-45. OPERAZIONI DI LANCIO. L'impianto è armato e pronto per il lancio del missile quando l'alimentazione elettrica è applicata alle barre del velivolo, il selettore ARMT & OFF è su ARMT e il selettore AIM-9/MRAAM/SAFE è su AIM-9, i pulsanti di selezione delle postazioni desiderate sono premuti (oppure il calcolatore di armamento ha selezionato una postazione) e le spine di sicurezza sono state rimosse.

ATTENZIONE

Per evitare il lancio accidentale dei missili quando il velivolo è a terra, assicurarsi che le spine di sicurezza siano inserite, che l'interruttore ARMT & OFF sia in posizione OFF, e che il selettore postazione sia in posizione SAFE; porre attenzione che il selettore AIM-9/MRAAM/SAFE sia in posizione SAFE. Rimuovere le spine di sicurezza solo immediatamente prima del decollo.

6-46. Una prima predisposizione del circuito di lancio del missile viene effettuata quando le barre a c.c. primaria e di emergenza sono alimentate, il selettore ARMT & OFF è in posizione ARMT e il selettore AIM-9/MRAAM/SAFE su AIM-9. Ciò determina l'eccitazione del relè di armo missile il quale a sua volta determina l'eccitazione di un relè di sicurezza (K307, posto nel lanciatore per AIM-9L) che predispone i circuiti di lancio, attraverso l'interruttore automatico AIM-9 SQUIB SAFETY. La predisposizione completa del circuito di lancio è effettuata quando i pulsanti di selezione carichi esterni sono premuti, oppure quando il calcolatore di armamento ha selezionato una postazione e il velivolo è in volo. Il missile può quindi essere lanciato azionando il grilletto di sparo sulla seconda posizione.

6-47. Quando un pulsante di selezione carico esterno viene premuto, si eccita il relativo relè di selezione postazione, a condizione che sia installato un missile AIM-9L. Quando il grilletto di sparo viene azionato sulla seconda posizione si eccita il relè di mantenimento sparo del missile selezionato ed il relè di lancio missile (solo per estremità alari). I contatti chiusi del relè di mantenimento sparo assicurano la massa al relativo relè di selezione postazione per evitare che, mantenendo premuto il grilletto di sparo, venga lanciato il successivo missile eventualmente selezionato. Inoltre i contatti chiusi del relè di mantenimento sparo per le estremità alari applicano una massa dal circuito di intercollegamento missile alla bobina di mantenimento per la propria bobina attraverso i contatti chiusi del relè di lancio missile. Questi relè mantengono alimentato il circuito di lancio anche se il grilletto di sparo viene rilasciato e fino a quando il missile non è partito. Questa azione assicura che i relè K304 e K302 nell'alimentatore del lanciamissile per AIM-9L restino eccitati per tutto il tempo necessario per completare il ciclo di accensione del missile. Quando il grilletto di sparo è azionato sulla seconda posizione, si eccita il relè K304, consentendo l'eccitazione del relè K302, la cui chiusura mantiene eccitato

a sua volta, il relè K304. Il relè K304, inoltre apre il circuito di allineamento del giroscopio ed invia alimentazione all'innesco del generatore di gas. Ciò determina l'accensione di una sostanza chimica che sviluppa gas in pressione per porre in rotazione una turbina accoppiata ad un generatore elettrico. Il generatore elettrico alimenta il relè K303 nel lanciamissile il quale, eccitandosi, invia la tensione di comando al motore a razzo e alla spoletta di prossimità, determinando il lancio del missile.

6-48. ALIMENTAZIONE ELETTRICA

6-49. L'alimentazione elettrica per l'impianto di lancio missile viene fornita nel modo seguente:

a. La tensione a 115 V c.a. per gli alimentatori nei lanciamissili è fornita dalla barra a frequenza variabile \emptyset A, attraverso 4 interruttori automatici \emptyset A AIM-9 PWR (uno per ciascuna postazione missile AIM-9L), posti nella scatola di giunzione del comparto elettronico.

b. La tensione a 28 V c.c. per gli alimentatori nei lanciamissili è fornita dalla barra primaria, attraverso 4 interruttori automatici AIM-9 PWR (uno per ciascuna postazione missili AIM-9L), posti nella scatola di giunzione del comparto elettronico.

c. La tensione a 28 V c.c. di alimentazione dei circuiti di selezione e di armo missili è fornita dalla barra di emergenza attraverso l'interruttore automatico WEAPON ARMING posto in abitacolo.

d. La tensione a 28 V c.c. per il circuito di lancio è fornita dalla barra primaria attraverso gli interruttori automatici WEAPON FIRING e AIM-9 SQUIB SAFETY, posti rispettivamente in abitacolo e nella scatola di giunzione nel comparto elettronico.

e. L'alimentazione stabilizzata ad alta e bassa tensione per i circuiti del missile e la tensione di comando per il lancio del missile è fornita, quando l'impianto è in funzione, dall'alimentatore posto in ciascun lanciamissile.

AVVERTENZA

Prima di eseguire le operazioni elencate di seguito, controllare che le seguenti spine e dispositivi di sicurezza siano installati:

- Spina di sicurezza carrello anteriore.
- Spina di sicurezza carrello principale.
- Spine di sicurezza sui travetti BL104 e sulle estremità alari.
- Leve di azionamento/spine di sicurezza sui lanciamissili LAU-7/A-5.
- Protezioni sui bordi di entrata e di uscita delle semiali.
- Protezione tubo di Pitot.
- Dispositivi di sicurezza del tettuccio e del seggiolino.

PROVE FUNZIONALI

6-50. ATTREZZATURE E APPARATI DI PROVA

6-51. Le attrezzature e gli apparati di prova necessari per effettuare le prove funzionali dell'impianto missile AIM-9L sono indicate in fig. 6-14. L'apparato di prova AN/ASM-464 è usato per controllare i circuiti di lancio del missile AIM-9L ed i circuiti del velivolo associati al lanciamissile LAU-7/A-5. L'apparato di prova simula elettricamente il missile AIM-9L e fornisce un'indicazione visiva GO/NO GO. Le prove vengono eseguite sul lanciamissile LAU-7/A-5 e relativo adattatore, in congiunzione con il cablaggio P/N 1058AS275 (W1) che collega l'apparato di prova al connettore ombelicale del lanciamissile (vedere fig. 6-15). Per eseguire le prove sul travetto, il collegamento tra apparato di prova e travetto viene ottenuto mediante l'ausilio dell'adattatore P/N 1058AS290 (W2). La leva di azionamento/spina di sicurezza viene utilizzata per sollevare il dente di arresto del lanciamissile e consentire l'inserimento dello zoccolo del cablaggio (W1) nella rotaia del lanciamissile. Per la prova funzionale dell'impianto missile AIM-9L fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-33-1-2.

MANUTENZIONE

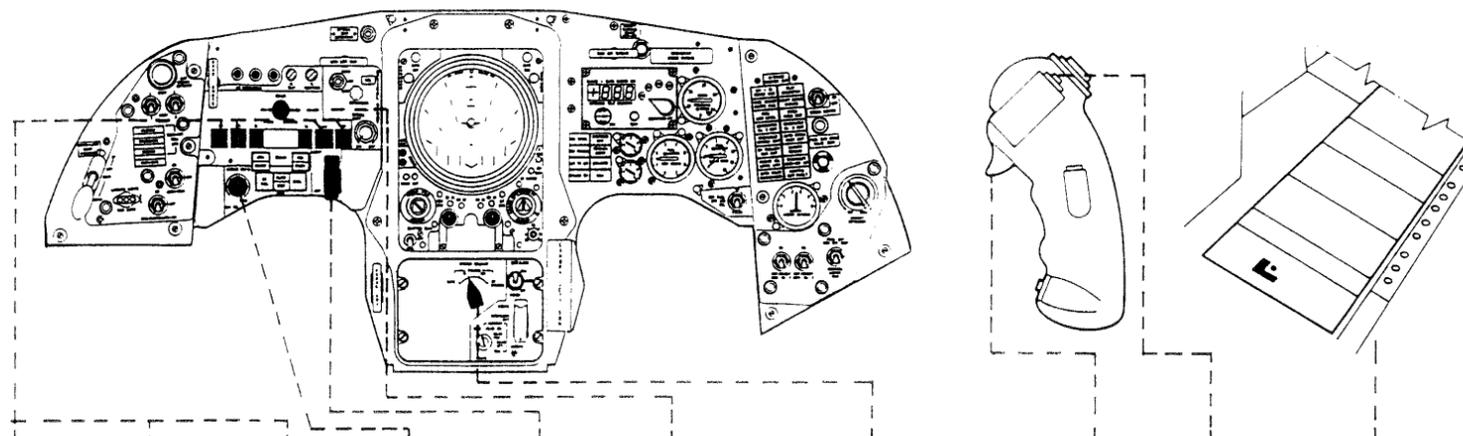
6-52. PROVE DI CONTINUITÀ E DI CORTOCIRCUITO

6-53. Per effettuare le prove di continuità e di cortocircuito dell'impianto missile AIM-9L è richiesto l'impiego di un tester universale tipo MU-Z o AN/PSM-6 o equivalente che incorpori le funzioni di un voltmetro c.c., quelle di un voltmetro c.a. e di un ohmmetro, (vedere fig. 6-16). Effettuare le prove di continuità e di cortocircuito secondo le procedure seguenti:

ATTENZIONE

Per evitare esplosioni accidentali, rimuovere tutte le cartucce di espulsione, i bulloni esplosivi e i carichi esterni prima di effettuare prove di continuità e di cortocircuito.

- a. Scollegare l'alimentazione esterna dal velivolo.
- b. Scollegare tutti gli apparati di prova dal velivolo.
- c. Scollegare i cavi della batteria.
- d. Controllare che tutte le spine di sicurezza siano inserite.
- e. Scollegare i connettori elettrici connessi ai componenti dell'impianto missile AIM-9.
- f. Controllare la continuità di ogni conduttore in ciascun cablaggio; controllare fra gli spinotti del connettore alle estremità opposte del cablaggio; impiegare i punti intermedi per isolare ogni discontinuità riscontrata.
- g. Controllare l'isolamento fra gli spinotti di ciascun connettore.



COMANDO	TIP WPN ON SELECT	104 WPN ON SELECT	104 WPN ON SELECT	TIP WPN ON SELECT	AIM-9 INCR SIG VOL	ARMT & OFF ARMT OFF	MRAAM AIM-9 SAFE	PYLONS SAFE 75 104 TIP STORES			EXTERNAL PURGE NORMAL PURGE FIRING OVERRIDE GROUND TEST
DENOMINAZIONE	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU ESTREMITA ALA SINISTRA	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL104 SIN.	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL104 DESTRO	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU ESTREMITA ALA DESTRA	MANOPOLA MISSILE AIM-9 SIG VOL	DEVIATORE ARMT & OFF	SELETTORE AIM-9 MRAAM SAFE	SELETTORE POSTAZIONE	GRILLETTO DI SPARO	PULSANTE DI ESPULSIONE SU IMPUGNATURA DELLA BARRA DI COMANDO	DEVIATORE FIRING OVERRIDE GROUND TEST
FUNZIONI	SELEZIONA IL CARICO SU TRAVETTO ALA SINISTRA	SELEZIONA IL CARICO SU TRAVETTO BL104 SIN.	SELEZIONA IL CARICO SU TRAVETTO BL104 DESTRO	SELEZIONA IL CARICO SU TRAVETTO ALA DESTRA	CONTROLLA IL VOLUME DEL SEGNALE AUDIO DEL MISSILE	PREDISPONE I CIRCUITI DI LANCIO	SELEZIONA L'ARMAMENTO DI LANCIO	SELEZIONA LE POSTAZIONI PER LO SGANCIO SELETTIVO DEI CARICHI	COMANDA LO SPARO DELLE ARMI	COMANDA L'ESPULSIONE DEI CARICHI ESTERNI SELEZIONATI	PERMETTE LA PROVA A TERRA DELL'IMPIANTO DI LANCIO MISSILI AIM-9
ARMAMENTO DI LANCIO											
MISSILI SU TIP	PREMUTO PER LA SELEZIONE MANUALE			PREMUTO PER LA SELEZIONE MANUALE	REGOLATA	ARMT	AIM-9	SAFE 1	AZIONATO PER IL LANCIO		POSIZIONE NORMALE 3
MISSILI SU TRAVETTI BL 104		PREMUTO PER LA SELEZIONE MANUALE	PREMUTO PER LA SELEZIONE MANUALE		REGOLATA	ARMT	AIM-9	SAFE 1	AZIONATO PER IL LANCIO		POSIZIONE NORMALE 3
ESPULSIONE SELETTIVA											
MISSILI E LANCIAMISSILI SU TIP 2	PREMUTO PER LA SELEZIONE			PREMUTO PER LA SELEZIONE				TIP STORES		AZIONATO PER L'ESPULSIONE	
MISSILI E LANCIAMISSILI SU TRAVETTI BL104 2		PREMUTO PER LA SELEZIONE	PREMUTO PER LA SELEZIONE					POSIZIONE PYLON 104		AZIONATO PER L'ESPULSIONE	

NOTE

- 1 IL SELETTORE POSTAZIONI NON E' UTILIZZATO PER IL LANCIO DEI MISSILI, MA OCCORRE MANTENERLO SULLA POSIZIONE SAFE PER RAGIONI DI SICUREZZA.
- 2 UN RELE' DI INIBIZIONE JETTISON AIM-9L PREVIENE L'ESPULSIONE DEL LANCIAMISSILE STESSO DOPO CHE IL RELATIVO MISSILE AIM-9L E' STATO LANCIATO.
- 3 PER EFFETTUARE LA PROVA A TERRA DELL'IMPIANTO DI LANCIO MISSILI AIM-9 IL DEVIATORE DEVE ESSERE PORTATO E MANTENUTO IN POSIZIONE NORMAL PURGE.

Fig. 6-11. Comandi funzionali dell'impianto di lancio missili AIM-9L.

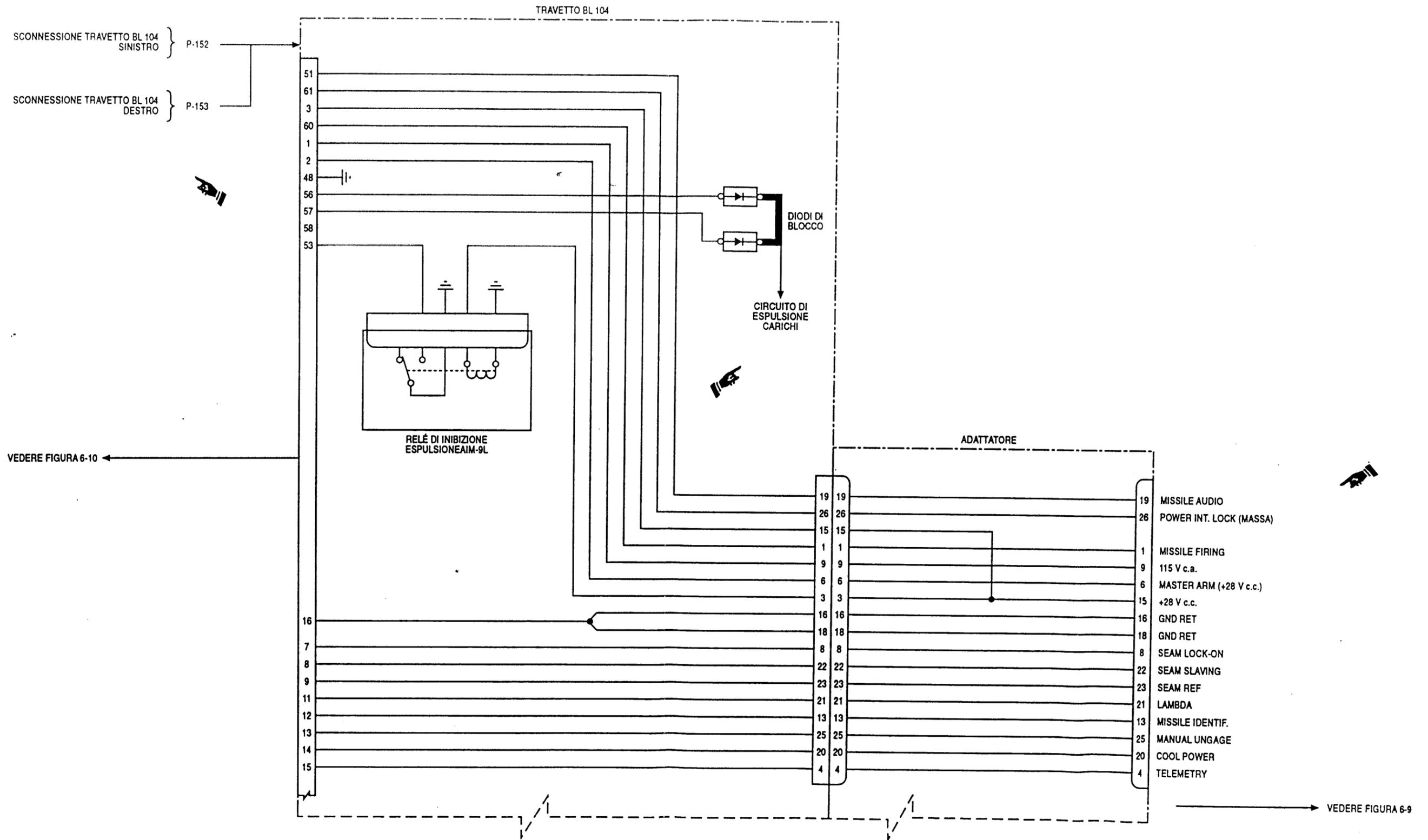
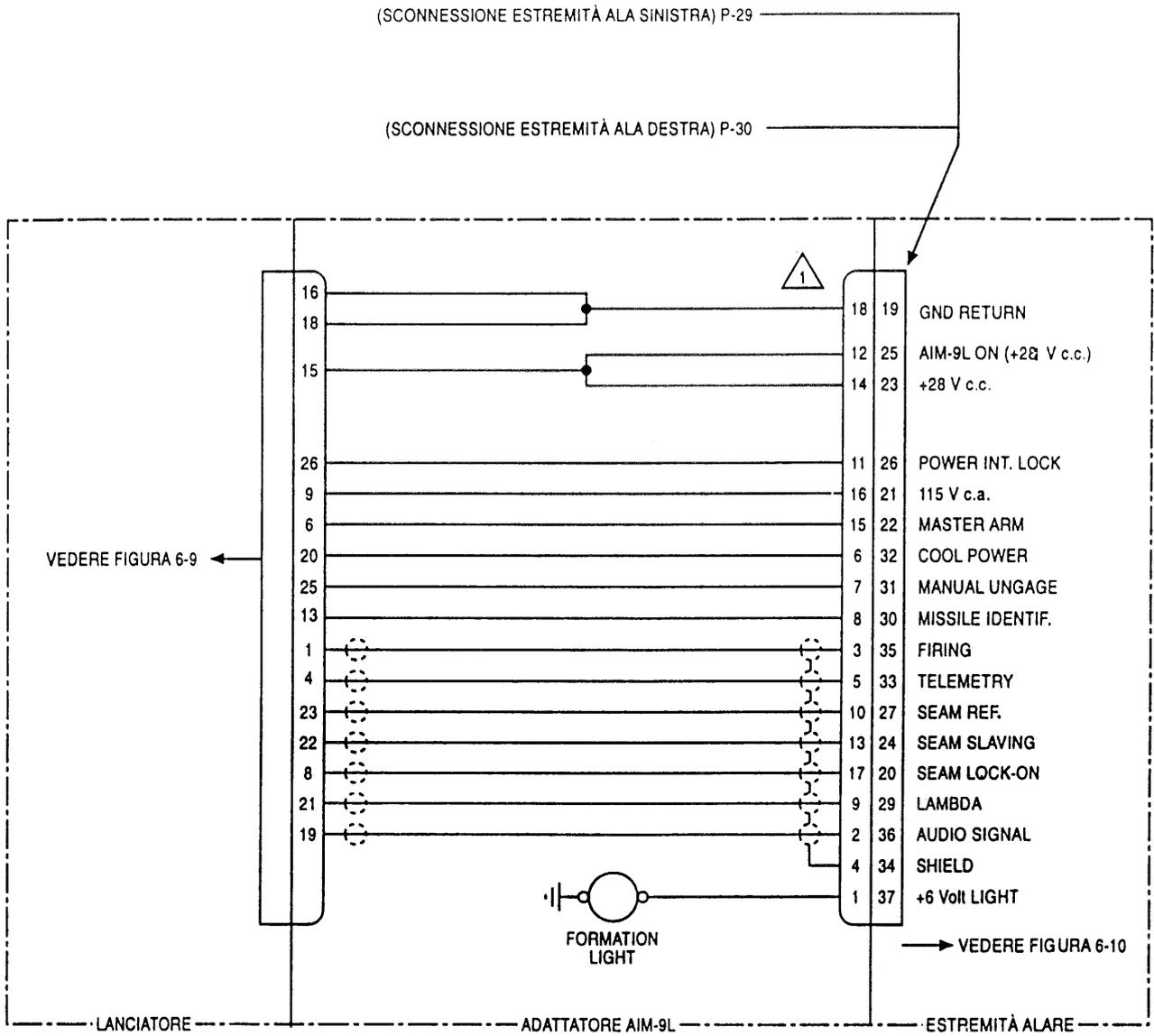


Fig. 6-12. Schema travetto BL104 ed adattatore AIM-9L.

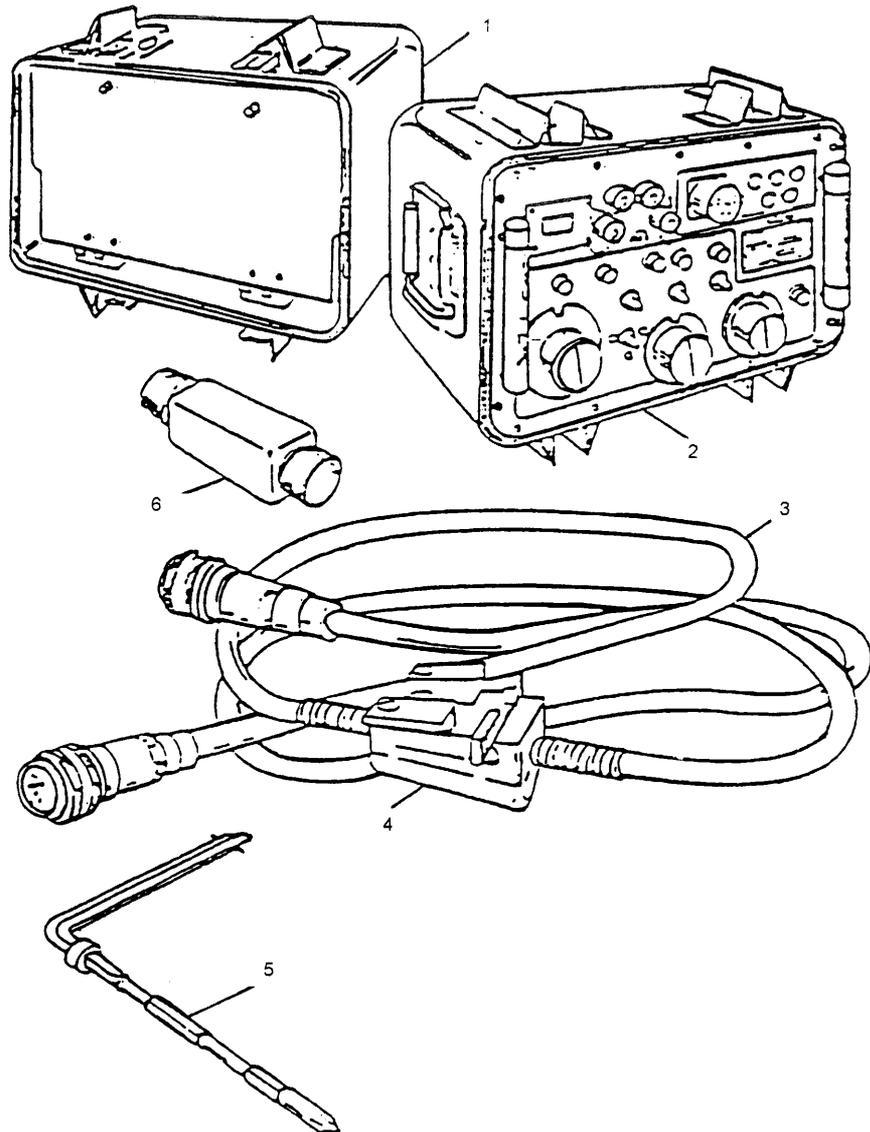


NOTA



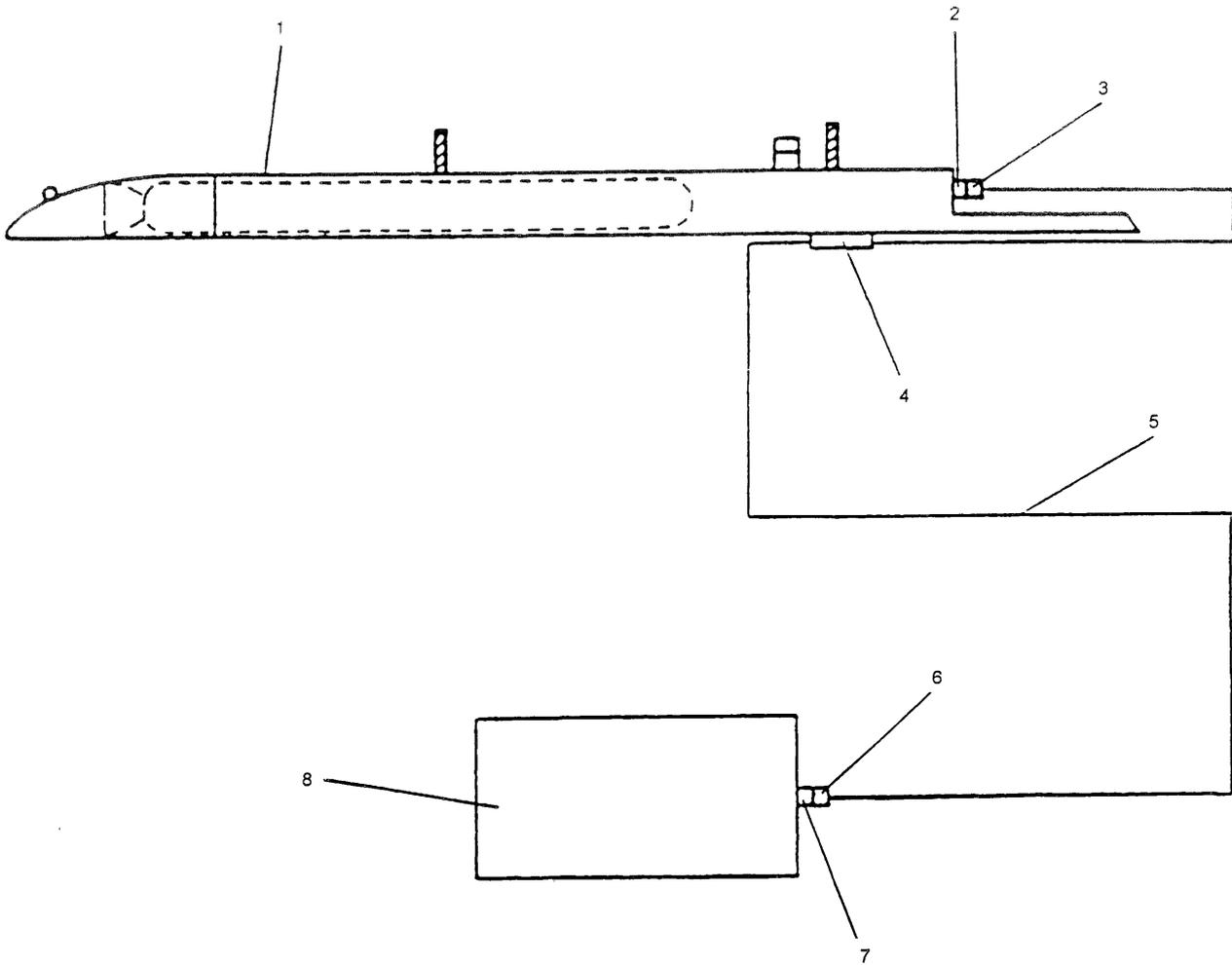
NELL'ACCOPIAMENTO DI INTERFACCIA ESTREMITÀ ALARI/ADATTATORI AIM-9L, PER RAGIONI INSTALLATIVE L'IDENTIFICAZIONE NUMERICA DEI CONTATTI DEL CONNETTORE LATO ESTREMITÀ ALARE NON COINCIDE CON QUELLA DEL CONNETTORE LATO ADATTATORE AIM-9L

Fig. 6-13. Schema dell'adattatore installato sulle estremità alari (TIP).



- 1 COPERCHIO
- 2 APPARATO DI PROVA AN/ASM-464
- 3 CABLAGGIO W1
- 4 ZOCCOLO DEL CABLAGGIO W1
- 5 LEVA DI AZIONAMENTO/SPINA DI SICUREZZA
- 6 ADATTATORE W2

Fig. 6-14. Attrezzature e apparato di prova AN/ASM-464.



- 1 LANCIAMISILE LAU-7/A-5
- 2 CONNETTORE J2
- 3 CONNETTORE P2
- 4 ZOCCOLO DEL CABLAGGIO W1
- 5 CABLAGGIO W1
- 6 CONNETTORE P1
- 7 CONNETTORE J1
- 8 APPARATO DI PROVA AN/ASM-464

Fig. 6-15. Collegamento apparato di prova al lanciamissile LAU-7/A-5.

Nota

Prima di sostituire un conduttore o un cablaggio nel circuito elettrico del velivolo, fare riferimento allo schema applicabile riportato nel manuale di manutenzione AER.1F-104S/ASAM-2-13, il manuale fornisce i dettagli dei collegamenti, che facilitano le prove di continuità e di circuito.

j. Controllare che tutte le spine di sicurezza siano inserite.

k. Ricollegare i connettori elettrici scollegati al punto *i*.

l. Ricollegare i cavi della batteria.

m. Effettuare le appropriate procedure di prova descritte nel manuale AER.1F-104S/ASAM-33-1-2.

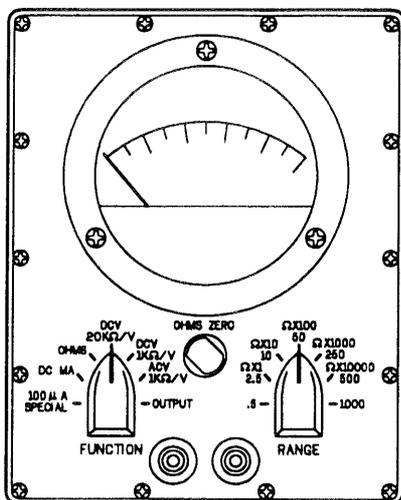


Fig. 6-16. Apparato di prova AN/PSM-6.

h. Controllare l'isolamento fra ciascun spinotto e la struttura del velivolo.

i. Correggere ogni difetto riscontrato.

6-54. RIMOZIONE ED INSTALLAZIONE

6-55. Fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-33-1-2 per la rimozione ed installazione dei seguenti carichi:

a. Travetti subalari BL104.

b. Lanciamissili AIM-9L e adattatori su travetti BL104.

c. Lanciamissili AIM-9L e adattatori su estremità alari.

d. Gancio carichi esterni MAU-50/A su travetti BL104.

e. Missile AIM-9L dai travetti BL104 e dalle estremità alari.

SEZIONE VII

SISTEMA DI CONTROLLO E LANCIO MISSILI MRAAM

La Sezione VII è inserita nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A che è il supplemento **RISERVATISSIMO** del presente manuale.

SEZIONE VIII

IMPIANTO DI ESPULSIONE CARICHI ESTERNI

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	8-1
Generalità	8-1
Descrizione dei componenti	8-1
Funzionamento dell'impianto	8-9
PROVE FUNZIONALI	8-15
Prova del circuito di espulsione durante l'installazione dei carichi	8-15
MANUTENZIONE	8-15
Generalità	8-15

DESCRIZIONE

8-1. GENERALITÀ

8-2. L'impianto di espulsione carichi esterni installato sul velivolo ha lo scopo di consentire al pilota di eiettare, quando necessario, sia i carichi esterni installati sulle varie postazioni che i travetti subalari BL75, mediante dispositivi azionati da cartucce esplosive innescate elettricamente dai comandi in abitacolo.

8-3. L'espulsione dei carichi esterni può essere effettuata mediante due circuiti distinti, definiti rispettivamente circuito di espulsione normale e circuito di espulsione di emergenza. Un terzo circuito permette l'espulsione dei travetti BL75 dopo che i relativi carichi sono stati sganciati. L'impianto consente l'espulsione selettiva di ciascun carico esterno ad eccezione di quelli installati sulle estremità alari, i quali vengono sganciati contemporaneamente sia dalla postazione di sinistra che da quella di destra; inoltre i missili MRAAM ed i relativi lanciamissili installati sui travetti BL104, possono essere espulsi solamente col circuito di emergenza. In caso di emergenza, agendo su un apposito pulsante è possibile sganciare tutti i carichi esterni; questi vengono espulsi contemporaneamente da tutte le postazioni ad eccezione dei carichi installati sui travetti BL104 che vengono espulsi in sequenza fra loro e in ritardo rispetto agli altri.

8-4. DESCRIZIONE DEI COMPONENTI

8-5. PULSANTE DI ESPULSIONE SU IMPUGNATURA DELLA BARRA DI COMANDO (*vedere fig. 8-1*). Il pulsante di espulsione ha la funzione di comandare lo sgancio dai travetti o dalle estremità

alari, dei carichi esterni selezionati. Esso è posto sulla parte superiore sinistra dell'impugnatura della barra di comando ed è mantenuto da una molla in posizione normalmente aperta.

8-6. PULSANTE EXT STORES JETTISON (*vedere fig. 8-1*). Il pulsante EXT STORES JETTISON ha lo scopo di comandare l'espulsione di tutti i carichi esterni in caso di emergenza. Esso è posto sul cruscotto laterale sinistro ed è racchiuso da una protezione cilindrica rossa che è munita di coperchio frangibile per evitare l'azionamento accidentale. Il pulsante è munito di quattro serie di contatti mantenuti da una molla in posizione normalmente aperta.

8-7. SELETTORE POSTAZIONE (*vedere fig. 8-1*). Il selettore postazione, posto sul quadretto STORES RELEASE, è un commutatore rotante multiplo a quattro posizioni: SAFE/PYLON 75/PYLON 104/TIP STORES. Esso permette l'alimentazione dei circuiti di selezione delle postazioni dalle quali devono essere espulsi i carichi esterni.

8-8. PULSANTI DI SELEZIONE CARICHI ESTERNI (*vedere fig. 8-1*). I pulsanti, posti sul quadretto di comando armamento, sono del tipo a solenoide di ritenuta con lampada di indicazione incorporata. Essi permettono la selezione individuale dei carichi che devono essere espulsi dal velivolo con l'eccezione dei missili MRAAM e dei relativi lanciamissili i quali vengono entrambi espulsi mediante il circuito di emergenza quando viene premuto il pulsante EXT STORES JETTISON. Quando si seleziona TIP, oppure una delle posizioni PYLONS sul selettore posizioni del quadretto STORES RELEASE, si illuminano le metà superiori dei pulsanti di selezione (scritta WPN ON) per indicare che il carico corrispondente è installato; premendo il pulsante di selezione si eccita il relativo solenoide di ritenuta e si illumina la metà inferiore del pulsante (scritta SELECT) per indicare che il circuito di espulsione è predisposto per lo sgancio. Quando il carico viene espulso, si determina l'apertura del circuito di eccitazione del solenoide di ritenuta, per cui il pulsante di disinserisce e si spegne la lampada spia. Quando si desidera disattivare il circuito di espulsione di un carico esterno precedentemente selezionato, è necessario portare il selettore postazioni su SAFE.

8-9. INTERRUETTORE PYLON JETTISON (*vedere fig. 8-1*). L'interruttore PYLON JETTISON è

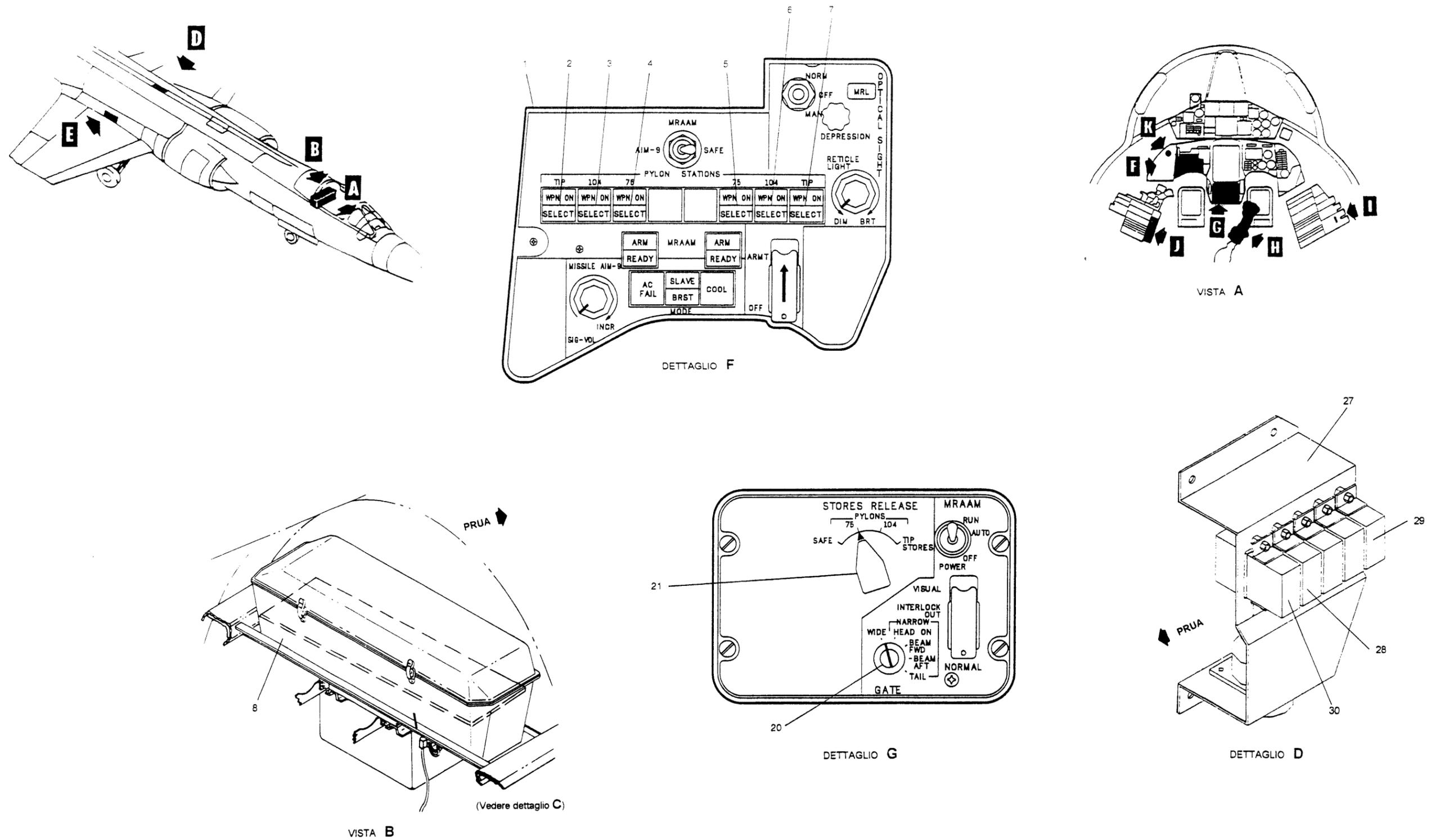
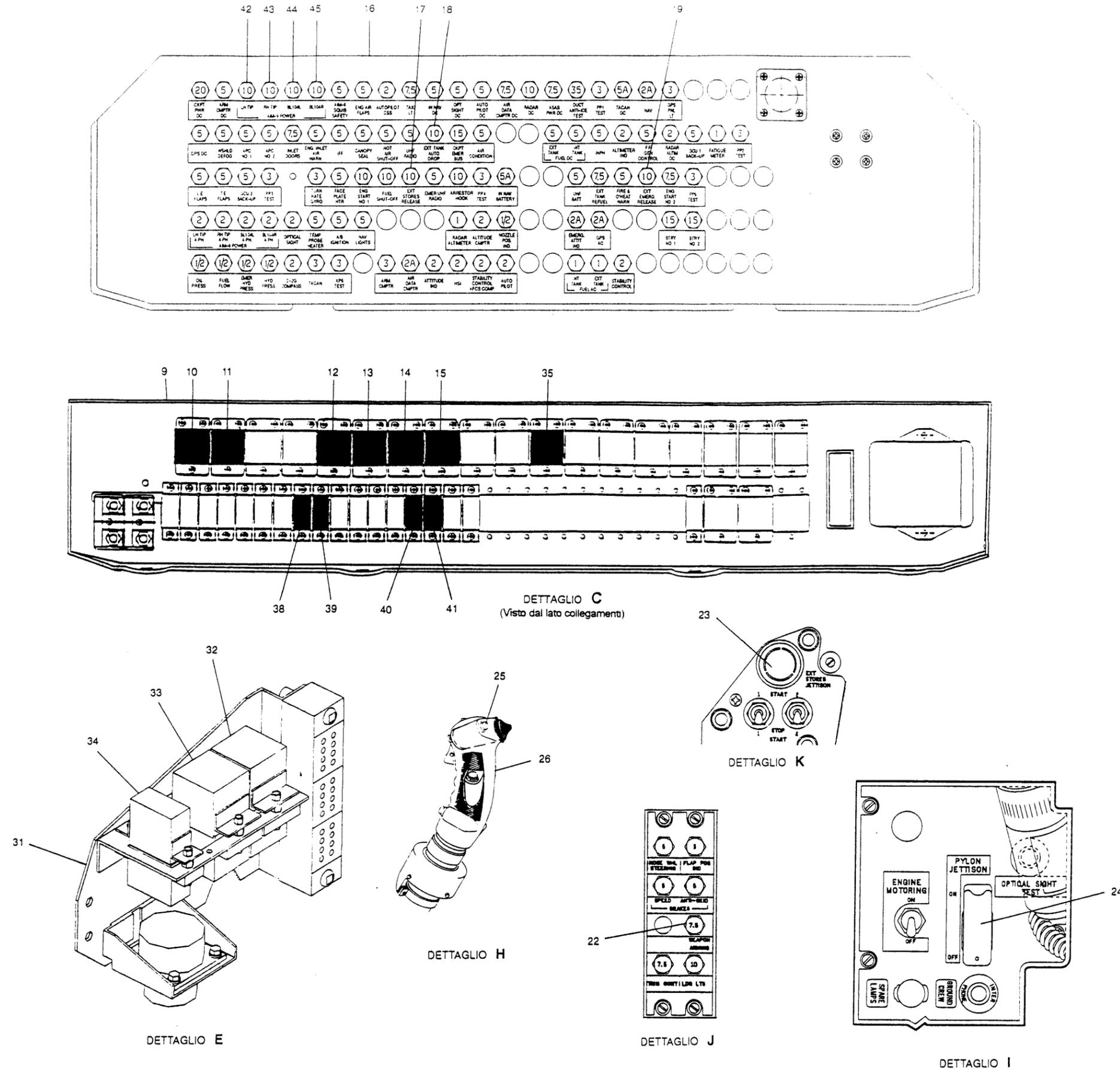


Fig. 8-1. Dislocazione componenti dell'impianto di espulsione carichi esterni (foglio 1 di 2).



- 1 QUADRETTO COMANDO ARMAMENTO
- 2 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU ESTREMITA' ALA S.
- 3 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL104 S.
- 4 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL75 S.
- 5 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL75 D.
- 6 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL104 D.
- 7 PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU ESTREMITA' ALA D.
- 8 SCATOLA DI GIUNZIONE NEL COMPARTO ELETTRONICO
- 9 PANNELLO RELE' ALL'INTERNO DELLA SCATOLA DI GIUNZIONE
- 10 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE TRAVETTO BL104 S.
- 11 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE TRAVETTO BL104 D.
- 12 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE TRAVETTO BL75 S.
- 13 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE TRAVETTO BL75 D.
- 14 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE ESTREMITA' ALA S.
- 15 RELE' DI SELEZIONE POSTAZIONE ESTREMITA' ALA D.
- 16 PANNELLO INTERRUITORI AUTOMATICI ALL'INTERNO DELLA SCATOLA DI GIUNZIONE NEL COMPARTO ELETTRONICO
- 17 INTERRUITTORE AUTOMATICO EXT STORES RELEASE
- 18 INTERRUITTORE AUTOMATICO EXT TANK AUTO DROP
- 19 INTERRUITTORE AUTOMATICO EXT EMER RELEASE
- 20 QUADRETTO STORES RELEASE
- 21 SELETTORE POSTAZIONE
- 22 INTERRUITTORE AUTOMATICO WEAPON ARMING
- 23 PULSANTE EXT STORES JETTISON
- 24 INTERRUITTORE PYLON JETTISON
- 25 PULSANTE DI ESPULSIONE
- 26 IMPUGNATURA DELLA BARRA DI COMANDO
- 27 PANNELLO SUPPORTO RELE' ESPULSIONE CARICHI DI ESTREMITA' ALARE
- 28 RELE' DI ESPULSIONE SERBATOI SU ESTREMITA' ALARI
- 29 RELE' DI ESPULSIONE CARICO SU ESTREMITA' ALA S.
- 30 RELE' DI ESPULSIONE CARICO SU ESTREMITA' ALA D.
- 31 PANNELLO DI SUPPORTO RELE' DI ESPULSIONE IN EMERGENZA CARICHI SU TRAVETTI BL104
- 32 RELE' DI RITARDO ESPULSIONE CARICO SU TRAVETTO BL104 D.
- 33 RELE' DI RITARDO ESPULSIONE CARICO SU TRAVETTO BL104 S.
- 34 RELE' DI COMANDO ESPULSIONE CARICHI SU TRAVETTI BL104
- 35 RELE' DI CONTROLLO SPORTELLI ANTERIORI CARRELLO PRINCIPALE
- 36 RELE' DI INIBIZIONE ESPULSIONE AIM-9 ESTREMITA' ALA S.
- 37 RELE' DI INIBIZIONE ESPULSIONE AIM-9 ESTREMITA' ALA D.
- 38 RELE' DI INTERLOCK AIM-9 POSTAZIONE TRAVETTO BL104
- 39 RELE' DI INTERLOCK AIM-9 ESTREMITA' ALA D.
- 40 RELE' DI INTERLOCK AIM-9 POSTAZIONE TRAVETTO BL104
- 41 RELE' DI INTERLOCK AIM-9 ESTREMITA' ALA S.
- 42 INTERRUITTORE AUTOMATICO ALIMENTAZIONE AIM-9 ESTREMITA' ALA S.
- 43 INTERRUITTORE AUTOMATICO ALIMENTAZIONE AIM-9 ESTREMITA' ALA D.
- 44 INTERRUITTORE AUTOMATICO ALIMENTAZIONE AIM-9 POSTAZIONE TRAVETTO BL104 S.
- 45 INTERRUITTORE AUTOMATICO ALIMENTAZIONE AIM-9 POSTAZIONE TRAVETTO BL104 D.

Fig. 8-1. Dislocazione componenti dell'impianto di espulsione carichi esterni (foglio 2 di 2).

posto sul pannello laterale destro ed è munito di un cappellotto rosso di sicurezza per evitarne l'azionamento accidentale. Esso è usato per l'espulsione dei travetti BL75 ed è operativo solo quando sui travetti non sono installati i carichi.

8-10. **RELÈ DELL'IMPIANTO DI ESPULSIONE** (*vedere fig. 8-1*). L'impianto di espulsione carichi esterni comprende sei relè di selezione postazione, due relè di espulsione carichi di estremità alare (lanciamissile e missile AIM-9L), un relè di espulsione serbatoi di estremità alare, un relè di comando espulsione carichi su travetti BL104, due relè di ritardo espulsione carichi su travetti BL104, due relè di inibizione espulsione AIM-9L sulle estremità alari, due relè di inibizione espulsione AIM-9L sui travetti BL104, due relè di interlock AIM-9L sulle estremità alari e due relè di interlock sui travetti BL104.

8-11. I relè di selezione postazione, installati nella scatola di giunzione nel comparto elettronico, hanno la funzione di predisporre i circuiti di espulsione dei carichi selezionati. Essi sono eccitati quando il selettore postazione è su una delle posizioni PYLON o su TIP STORES, i pulsanti di selezione carichi esterni sono inseriti e i carichi sono installati sulle postazioni corrispondenti.

8-12. I relè di espulsione carichi e serbatoi di estremità alare sono installati su un supporto posto sotto la carenatura della fusoliera, in corrispondenza dell'attacco dell'ala sinistra nella scatola relè 12A posta sugli attacchi della semiala sinistra. Essi sono stati così posizionati allo scopo di evitare che il circuito di innesco dell'espulsore su ciascuna estremità alare, a causa dell'umidità, possa divenire sede di tensioni disperse. I relè controllano, mediante i loro contatti, i circuiti di alimentazione degli espulsori; essi permettono l'innesco delle cartucce solamente quando eccitati dalla stessa tensione di comando espulsione e a condizione che i carichi siano installati sulle estremità alari.

8-13. I relè di comando espulsione e i relè di ritardo espulsione carichi su travetti BL104 sono installati su un supporto posto sotto la carenatura della fusoliera in corrispondenza dell'attacco dell'ala destra. Quando, in emergenza, viene premuto il pulsante EXT STORES JETTISON, i relè determinano l'espulsione dei carichi installati sui travetti BL104 in sequenza e in ritardo rispetto agli altri carichi in modo da evitare possibili collisioni. Il circuito di eccitazione di questi relè è controllato da un microinterruttore sul compasso del carrello anteriore che ha lo scopo di impedire l'espulsione in emergenza dei carichi sui travetti BL104 quando il velivolo è in fase di rullaggio, o comunque con le ruote appoggiate a terra.

8-14. **MICROINTERRUTTORI DI SICUREZZA DEI CIRCUITI DI ESPULSIONE** (*vedere figg. 8-2, 8-3, 8-4*). I microinterruttori di sicurezza dei circuiti di innesco degli espulsori sono installati sulle estremità alari, nei travetti BL75 e BL104, nei ganci MAU-50/A

e negli adattatori per lanciamissili AIM-9L. Essi hanno lo scopo di prevenire l'espulsione accidentale dei carichi esterni, quando il velivolo è a terra. Questi microinterruttori vengono azionati mediante l'inserzione di apposite spine di sicurezza, determinando l'apertura dei rispettivi circuiti di innesco ed il collegamento a massa delle cartucce esplosive.

ATTENZIONE

Le spine di sicurezza dei circuiti di espulsione devono essere sempre correttamente installate quando il velivolo è a terra con carichi esterni e cartucce di espulsione installate. Le spine di sicurezza devono essere rimosse immediatamente prima del volo; durante le prove esse potranno essere rimosse quando specificato dalle procedure. L'innesco accidentale delle cartucce e la conseguente espulsione dei carichi può causare gravi ferite, anche mortali, al personale.

8-15. **MICROINTERRUTTORI DI SGANCIO AUTOMATICO** (*vedere fig. 8-2*). I microinterruttori di sgancio automatico sono installati sulle estremità alari. Essi sono azionati meccanicamente quando vengono installati su tali postazioni i serbatoi combustibile o i lanciamissili AIM-9L. I microinterruttori hanno lo scopo di evitare un eccessivo squilibrio del velivolo in caso di sgancio accidentale di un carico, determinando l'espulsione istantanea di quello sull'estremità alare opposta.

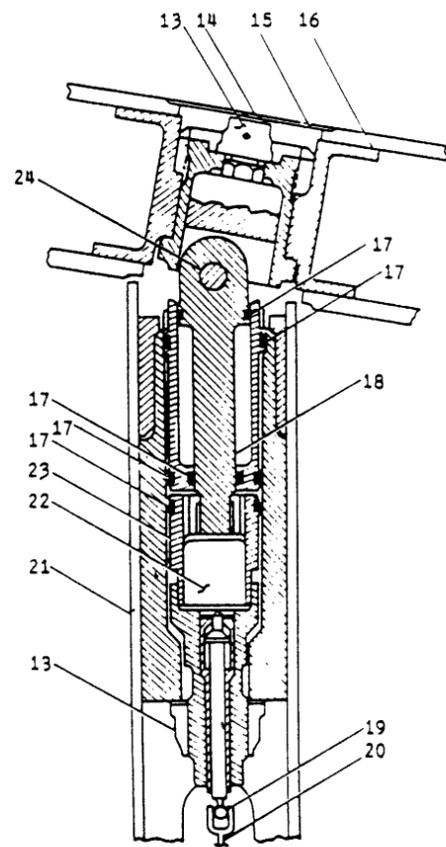
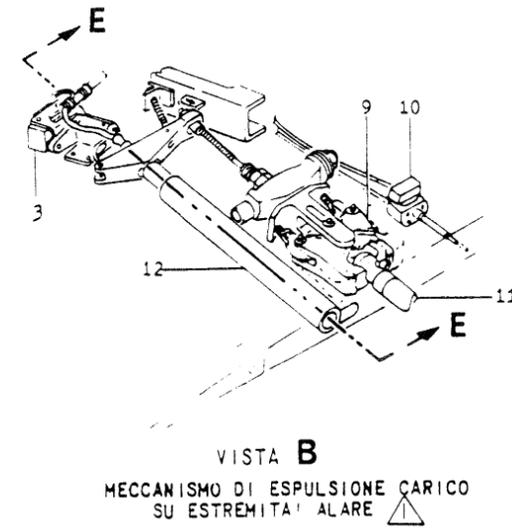
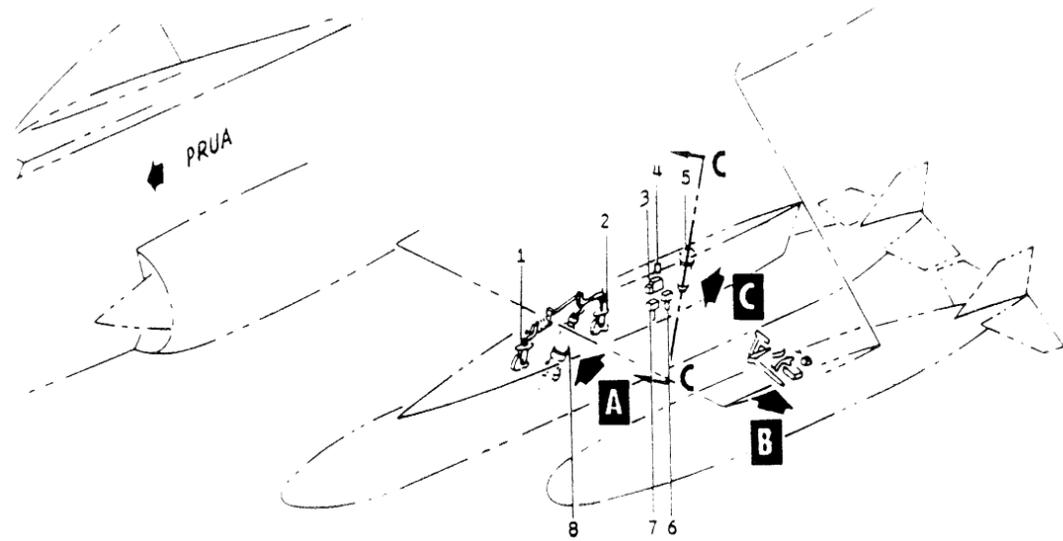
8-16. **MICROINTERRUTTORI DI SEGNALAZIONE SGANCIO** (*vedere figg. 8-2, 8-4*). I microinterruttori sono posti sui travetti BL75 e nei ganci carichi esterni MAU-50/A. Essi sono azionati meccanicamente dai carichi installati e permettono l'espulsione dei travetti BL75 dopo che i loro carichi sono stati sganciati.

Nota

Il microinterruttore di segnalazione sgancio nel gancio carichi esterni MAU-50/A non è azionato quando questo è impiegato col lanciamissile AIM-7E/ASPIDE-1A.

8-17. **DIODI DI BLOCCO** (*vedere figg. 8-2, 8-3, 8-4*). I diodi di blocco sono installati a coppie su ciascuna estremità alare e in ciascun travetto. Essi hanno il compito di mantenere isolato il circuito di espulsione normale dal circuito di espulsione di emergenza.

8-18. **MECCANISMO DI ESPULSIONE CARICHI DI ESTREMITÀ ALARE** (*vedere fig. 8-2*). Il meccanismo di espulsione incorporato nell'estremità di ciascuna semiala è costituito essenzialmente da un gancio a tenaglia, al quale è assicurato il carico esterno, e da un cilindro espulsore nel quale, al momento dell'installazione del carico, viene inserita una cartuccia



SEZIONE C-C
VISTA IN SEZIONE DEL COMPLESSIVO
DI ATTACCO (Bullone esplosivo)
DEL TRAVETTO BL75

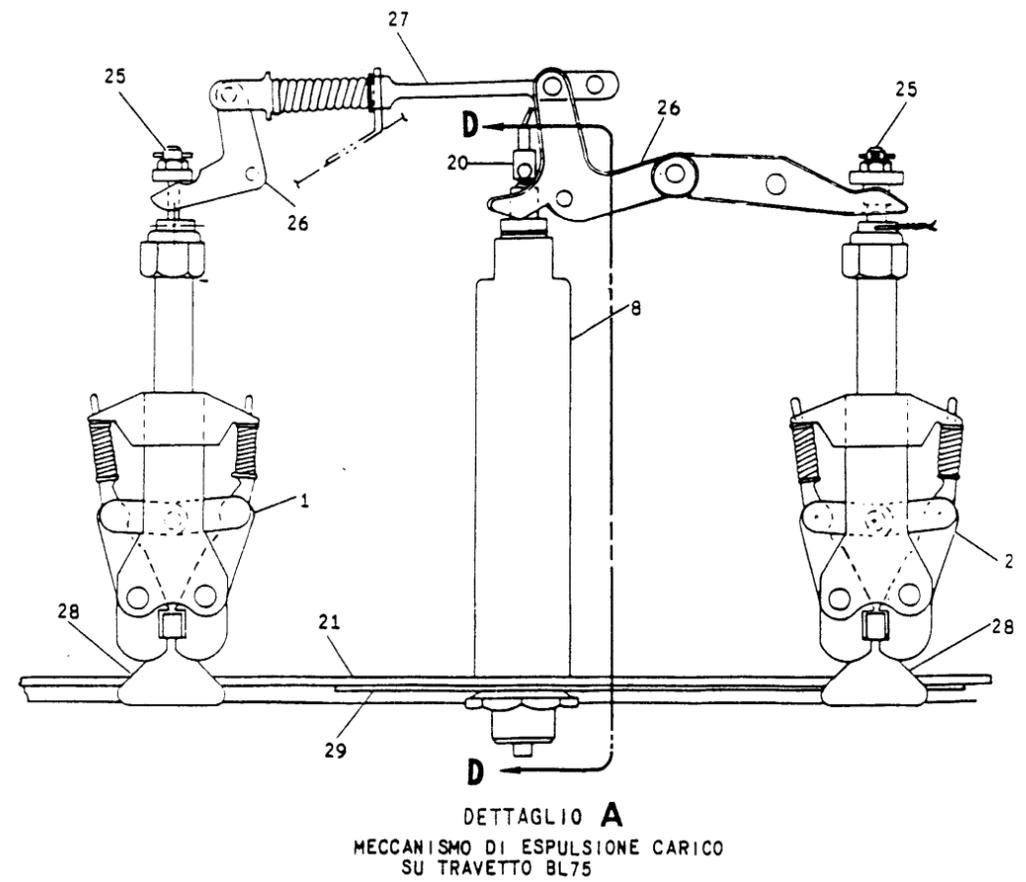
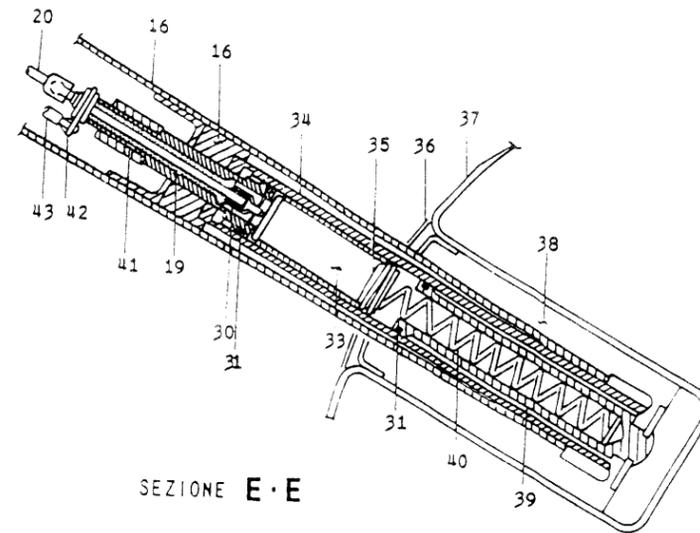
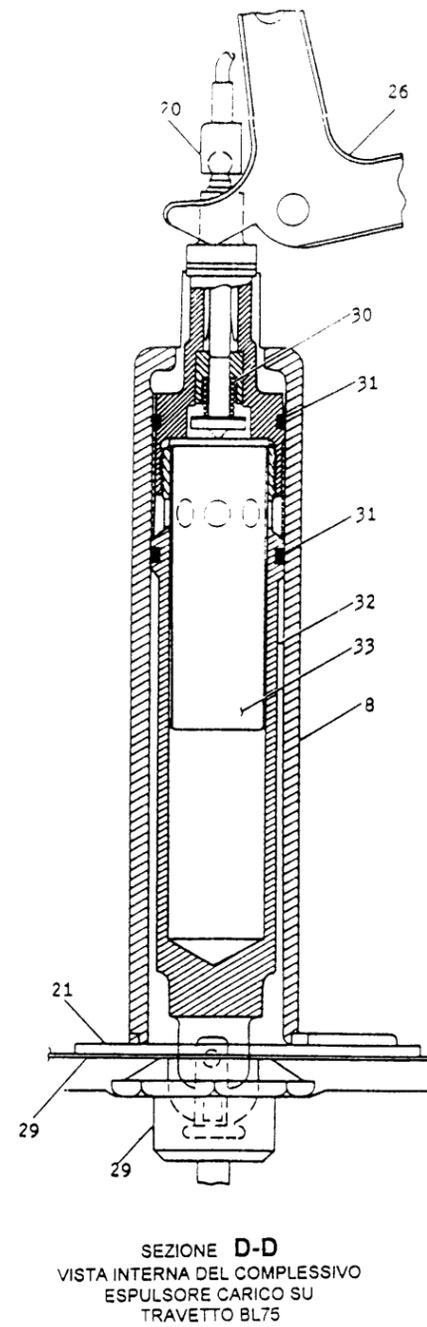


Fig. 8-2. Componenti di espulsione carichi su travetti BL75 e su estremità alari (foglio 1 di 2).



ATTENZIONE:

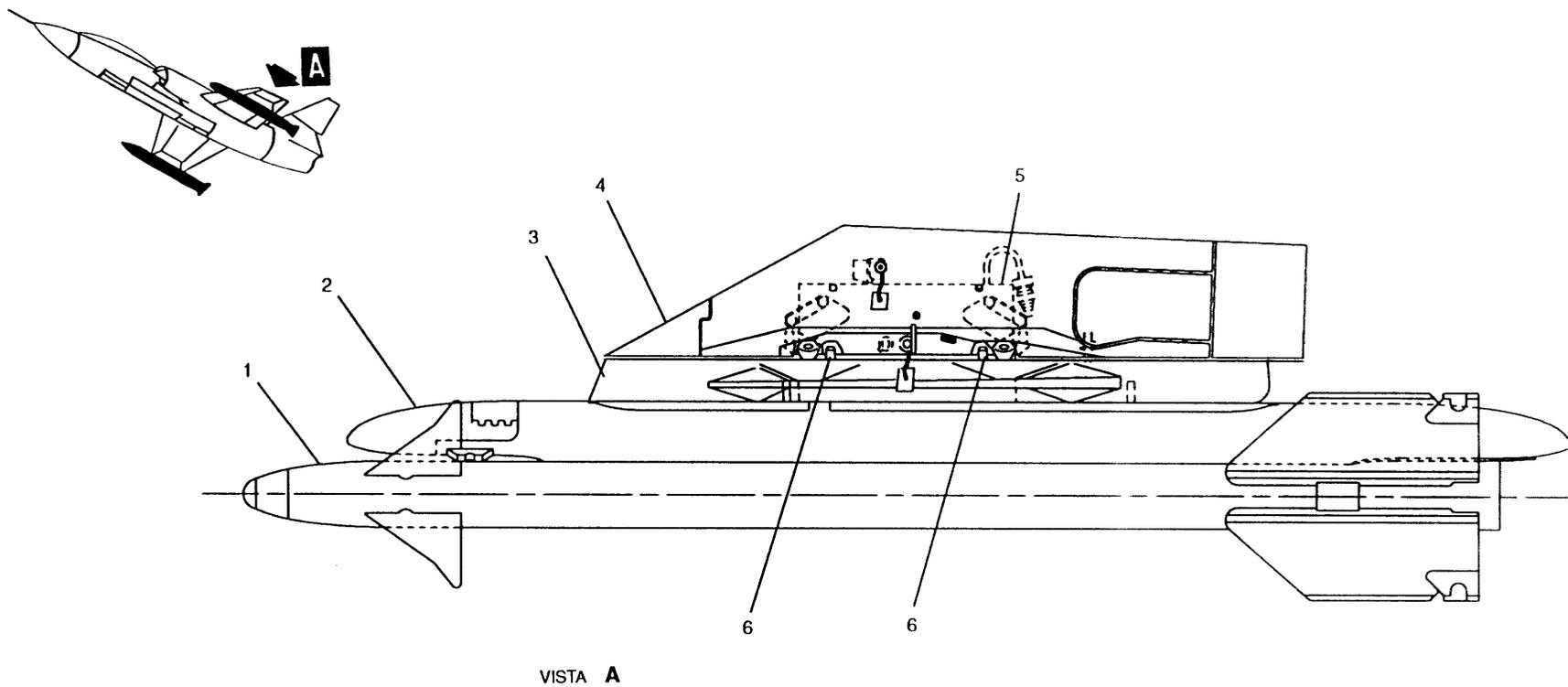
QUANDO IL VELIVOLO E' A TERRA CON I CARICHI ESTERNI O I TRAVETTI BL75 INSTALLATI, LE SPINE DEVONO ESSERE INSERITE NEI MICROINTERRUTTORI DI SICUREZZA DEI CIRCUITI DI ESPULSIONE. (LE SPINE DEVONO ESSERE RIMOSSE PRIMA DEL VOLO)

NOTE

- ⚠ GLI STESSI MECCANISMI SONO IMPIEGATI PER L'ESPULSIONE DALLE ESTREMITA' ALARI DI TUTTI I CARICHI ESTERNI APPLICABILI
- ⚠ NON USATO CON I SERBATOI SUBALARI
- ⚠ INOPERATIVO

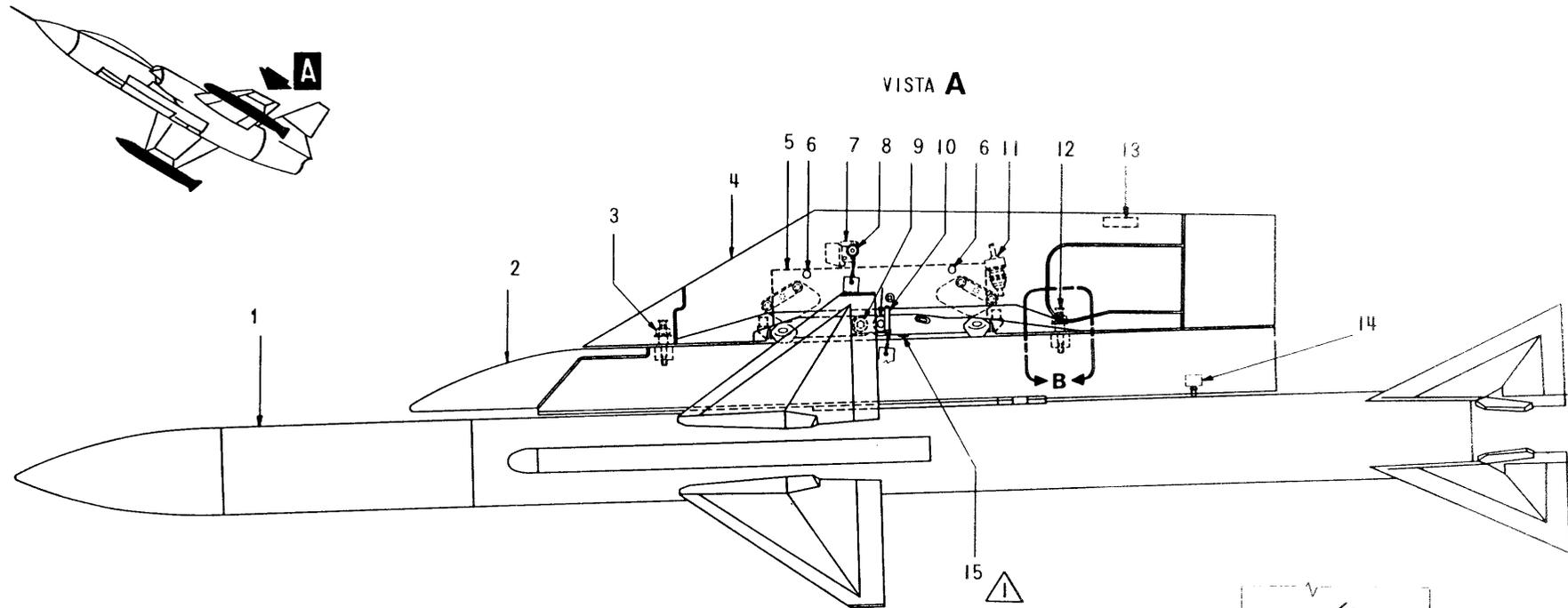
- 1 GANCIO ANTERIORE DEL TRAVETTO BL75 ⚠
- 2 GANCIO POSTERIORE DEL TRAVETTO BL75
- 3 MICROINTERRUTTORE DI SICUREZZA ESPULSORE
- 4 DIODI DI BLOCCO
- 5 COMPLESSIVO DI ATTACCO TRAVETTO BL75 (Bullone esplosivo)
- 6 MICROINTERRUTTORE DI SGANCIO AUTOMATICO ⚠
- 7 MICROINTERRUTTORE DI SEGNALAZIONE SGANCIO
- 8 COMPLESSIVO ESPULSORE CARICO
- 9 GANCIO PER CARICO DI ESTREMITA' ALARE
- 10 MICROINTERRUTTORE DI SGANCIO AUTOMATICO CARICO DI ESTREMITA' ALARE
- 11 PERNO DI AGGANCIAMENTO Fissato al carico di estremita' alare
- 12 COMPLESSIVO ESPULSORE CARICO DI ESTREMITA' ALARE
- 13 DADO
- 14 VITE
- 15 SPORTELLO DI ACCESSO
- 16 STRUTTURA DELL'ALA
- 17 GUARNIZIONE O-RING
- 18 STELO
- 19 SPINOTTO D'INNESCO
- 20 CAVO D'INNESCO
- 21 STRUTTURA DEL TRAVETTO BL75
- 22 CARTUCCIA MK 2 MOD 1
- 23 COMPLESSIVO BULLONE
- 24 SPINA DI RITEGNO DELLO STELO
- 25 INDICATORE
- 26 LEVA A SQUADRA
- 27 ASTA DI COLLEGAMENTO GANCIO ANTERIORE
- 28 ANELLO DI SOSPENSIONE (Fissato al carico del travetto BL75)
- 29 STRUTTURA DEL CARICO SUL TRAVETTO BL75
- 30 MOLLA
- 31 GUARNIZIONE O-RING
- 32 COMPLESSIVO PISTONE
- 33 CARTUCCIA MK 1 MOD 3
- 34 CILINDRO DELL'ESPULSORE
- 35 CALOTTA DI ALLUMINIO
- 36 CARENATURA DEL CARICO DI ESTREMITA' ALARE
- 37 STRUTTURA DEL CARICO DI ESTREMITA' ALARE
- 38 SEDE DI ACCOPPIAMENTO CARICO - ESTREMITA' ALARE
- 39 PISTONE ESPULSORE (Fissato al carico di estremita' alare)
- 40 MOLLA DELL'ESPULSORE
- 41 ISOLATORE
- 42 FERMAGLIO DEL TERMINALE DI MASSA
- 43 CAVO DI MASSA

Fig. 8-2. Componenti di espulsione carichi su travetti BL75 e su estremità alari (foglio 2 di 2).



- 1 MISSILE AIM-9L
- 2 LANCIAMISILE
- 3 ADATTATORE
- 4 TRAVETTO BL104
- 5 GANCIO CARICHI ESTERNI MAU-50/A
- 6 ANELLO DI SOSPENSIONE

Fig. 8-3. Componenti di espulsione missili AIM-9L - Lanciamissile su travetto BL104.

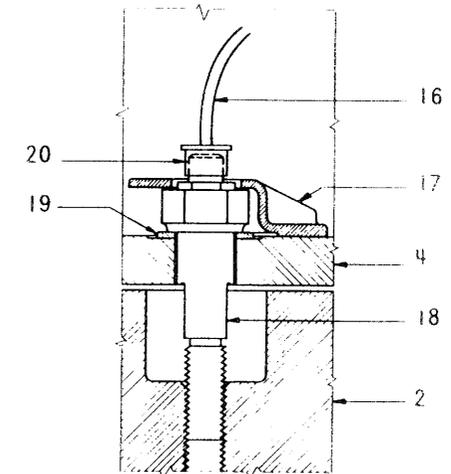


- 1 MISSILE AIM-7E/ASPIDE-1A
- 2 LANCIAMISILE
- 3 COMPLESSIVO BULLONE ESPLOSIVO ANTERIORE
- 4 TRAVETTO BL104
- 5 GANCIO CARICHI ESTERNI MAU-50/A
- 6 ORIFIZIO
- 7 MICROINTERRUTTORE DI SICUREZZA (Bulloni esplosivi)
- 8 SPINA DI SICUREZZA
- 9 TAPPI DI CHIUSURA CONTENITORE CARTUCCE
- 10 SPINA DI SICUREZZA (MAU-50/A)

- 11 CONNETTORE DI COLLEGAMENTO GANCIO CARICHI ESTERNI MAU-50/A
- 12 COMPLESSIVO BULLONE ESPLOSIVO POSTERIORE
- 13 DIODI DI BLOCCO
- 14 MICROINTERRUTTORE DI SEGNALAZIONE LANCIO
- 15 PERNO DI AZIONAMENTO MICROINTERRUTTORE DI SEGNALAZIONE SGANCIO (MAU-50/A)
- 16 CAVO D'INNESCO
- 17 STAFFA DI BLOCCAGGIO
- 18 BULLONE ESPLOSIVO TIPO 3220-1
- 19 RONDELLA
- 20 CARTUCCIA TIPO 3210

NOTA

IL MICROINTERRUTTORE NON E' AZIONATO DAL LANCIAMISILE AIM-7E/ASPIDE-1A



DETTAGLIO B
(Vista in sezione)

Fig. 8-4. Componenti di espulsione missili MRAAM - Lanciamissile su travetto BL104.

esplosiva tipo MK1 MOD. 3. Quando avviene l'esplosione della cartuccia, i gas espansi agiscono su un pistone sporgente dall'estremità interna del cilindro il quale, azionando un leveraggio, determina l'apertura del gancio; contemporaneamente un secondo pistone, azionato in senso opposto al precedente, preme contro il carico esterno, determinandone l'allontanamento dall'ala.

8-19. MECCANISMO DI ESPULSIONE CARICHI SU TRAVETTI BL75 (vedere fig. 8-2). Il meccanismo di espulsione incorporato in ciascun travetto BL75 è costituito essenzialmente da due ganci a tenaglia aventi un passo di 14 inch per la sospensione dei carichi e da un cilindro espulsore nel quale, al momento dell'installazione del carico, viene inserita una cartuccia esplosiva tipo MK1 MOD. 3. Quando avviene l'esplosione della cartuccia, i gas espansi agiscono su un pistone, sporgente dall'estremità interna del cilindro il quale, azionando un leveraggio, determina l'apertura dei due ganci; contemporaneamente un secondo pistone, azionato in senso opposto al precedente, preme contro il carico esterno determinandone l'allontanamento dal travetto.

8-20. MECCANISMO DI ESPULSIONE TRAVETTI BL75 (vedere fig. 8-2). Ciascun travetto BL75 è assicurato all'ala mediante un bullone esplosivo nel quale, al momento dell'installazione del travetto, viene inserita una cartuccia tipo MK2 MOD. 1. Quando avviene l'esplosione della cartuccia, i gas espansi premono su due pistoni, agenti in senso opposto, che determinano il tranciamento di una spina di ritenuta e l'allontanamento del travetto dall'ala.

8-21. MECCANISMO DI ESPULSIONE CARICHI SUL TRAVETTO BL104 (vedere figg. 8-3, 8-4). Il lanciatore per missili AIM-9L (LAU-7/A-5) ha un sistema di aggancio costituito da due bulloni fissi che ne permettono il collegamento all'adattatore, il quale è collegato al gancio carichi esterni MAU-50/A tramite due anelli di sospensione. Nel caso di sgancio in emergenza il meccanismo di espulsione del gancio MAU-50/A determina l'allontanamento dal travetto sia dell'adattatore sia del lanciatore. L'espulsione del missile AIM-7E o ASPIDE e del relativo lanciamissile è assicurata mediante l'impiego di due bulloni esplosivi, muniti di cartucce tipo 803210-1, e del gancio carichi esterni MAU-50/A contenente due cartucce tipo ARD

446-1. Quando avviene l'innesco delle cartucce, i bulloni esplosivi, che assicurano il lanciamissile al travetto, sono distrutti determinando la separazione del carico; contemporaneamente viene azionato il meccanismo di espulsione nel gancio MAU-50/A, i cui pistoni determinano l'allontanamento del missile dal travetto.

8-22. CARTUCCE DI ESPULSIONE (vedere fig. 8-5). Le cartucce impiegate per l'espulsione dei carichi esterni sono costituite fondamentalmente da un bossolo cilindrico di alluminio contenente una carica esplosiva e munito di un dispositivo elettrico d'innesco. Nella tabella 8-1 sono riportati i tipi di cartucce impiegate per l'espulsione dei carichi dalle varie postazioni. Le cartucce richiedono particolari precauzioni da parte del personale qualificato per la loro conservazione e durante il maneggio. Esse devono essere mantenute asciutte e conservate nel loro imballo originale fino al momento dell'impiego; inoltre esse non devono essere esposte a sorgenti a RF o di elettricità per evitare la loro esplosione.

ATTENZIONE

Quando si maneggiano le cartucce di espulsione osservare tutte le disposizioni di sicurezza relative agli esplosivi.

8-23. FUNZIONAMENTO DELL'IMPIANTO

8-24. GENERALITÀ (vedere fig. 8-6). L'espulsione dei carichi esterni sulle estremità alari e sui tavetti subalari BL104, BL75, è comandata mediante due distinti circuiti: il circuito di espulsione normale e il circuito di espulsione di emergenza. L'espulsione dei travetti BL75 può essere effettuata mediante un apposito circuito.

Nota

L'espulsione dei missili MRAAM e dei relativi lanciamissili può essere effettuata solamente mediante il circuito di espulsione di emergenza. Quando tali carichi sono installati sul velivolo, il circuito di espulsione selettivo, relativo alle postazioni BL104, non può essere attivato.

Tabella 8-1. Cartucce impiegate per l'espulsione dei carichi esterni.

CARICHI	POSTAZIONI		
	BL75	BL104	ESTREMITÀ ALARI
Lanciamissili AIM-7E/ASPIDE-1A		N. 2 803210-1 (1) N. 2 ARD446-1 (2)	
Serbatoi combustibile	N. 1 MK1 MOD. 3		N. 1 MK1 MOD. 3
Travetti BL 75	N. 1 MK2 MOD. 1		
Lanciamissili LAU-7/A-5		N. 2 ARD446-1(2)	N. 1 MK1MOD3

(1) Contenute nei bulloni esplosivi tipo 3220-1
(2) Contenute nel gancio carichi esterni MAU-50/A

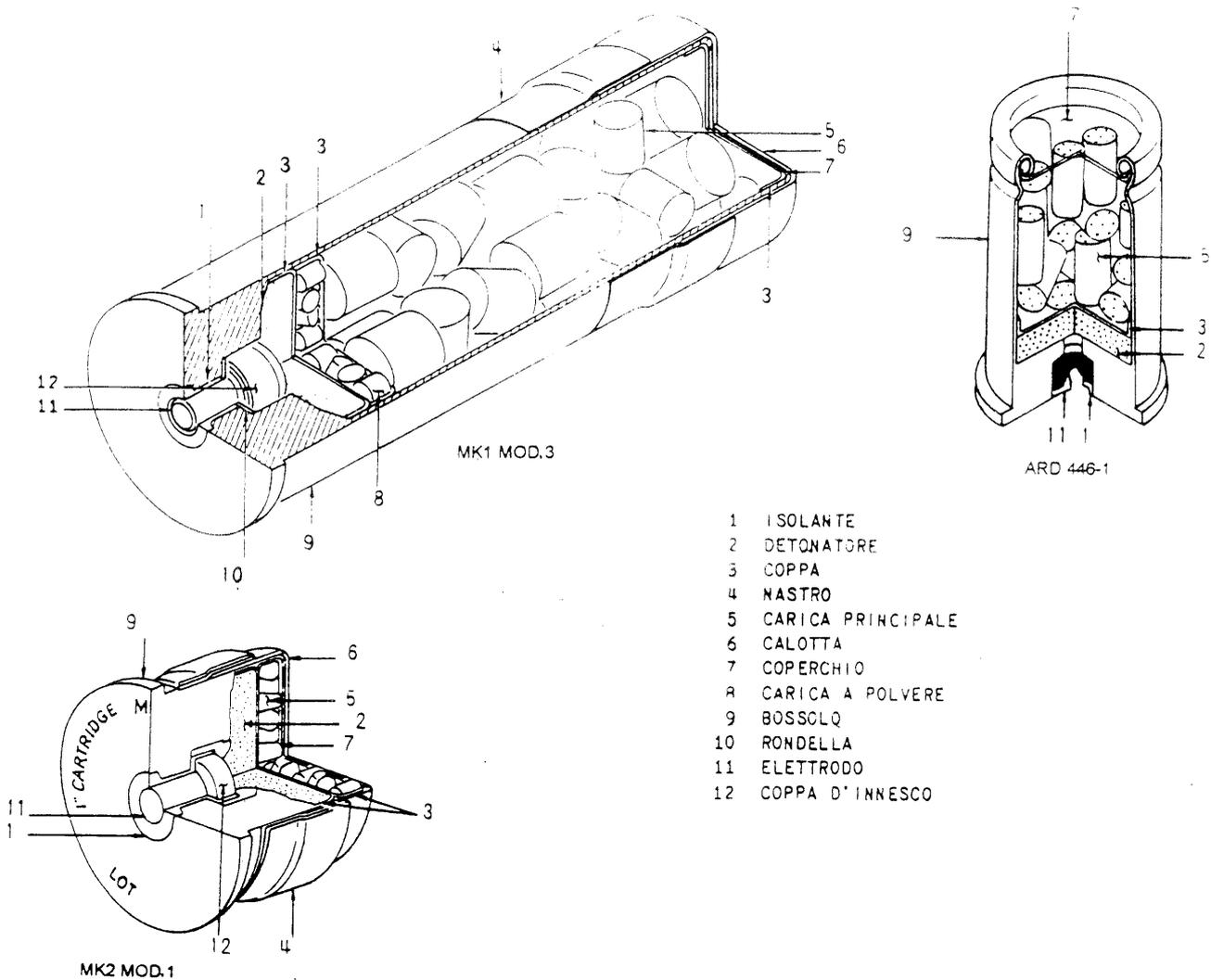


Fig. 8-5. Cartucce di espulsione.

8-25. CIRCUITO DI ESPULSIONE NORMALE. Affinchè possa essere effettuata l'espulsione dai carichi esterni tramite il circuito normale, il selettore postazione deve essere portato in una delle posizioni PYLON o TIP STORES, e devono essere inseriti i pulsanti di selezione dei carichi che devono essere espulsi. Le postazioni con carico installato vengono segnalate al pilota dell'accensione della metà superiore delle lampade spia incorporate nei pulsanti di selezione (scritta WPN ON); le postazioni selezionate vengono segnalate dall'accensione della metà inferiore delle lampade spia corrispondenti alle postazioni stesse (scritta SELECT). Il carico esterno selezionato può quindi essere sganciato premendo il pulsante di espulsione sull'impugnatura della barra di comando. L'azionamento di questo pulsante determina l'invio dell'alimentazione alle cartucce esplosive nei dispositivi espulsori dei carichi esterni selezionati. Quando il carico viene espulso, il pulsante di selezione si disinserisce e la lampada spia si spegne. Ogni selezione può essere annullata portando su SAFE il selettore carichi esterni.

8-26. L'innescò normale delle cartucce di espulsione dei carichi installati sui travetti BL75 e BL104 è effettuato attraverso i contatti dei relè di selezione corrispondenti alle varie postazioni. L'innescò delle cartucce di espulsione dei carichi sulle estremità alari

è effettuato, oltre che attraverso i contatti dei rispettivi relè di selezione, anche tramite i contatti dei relè di espulsione carichi, per eiettare i lanciamissili e i missili AIM-9L, o attraverso i contatti del relè di espulsione serbatoi per eiettare i serbatoi combustibile.

8-27. La tensione per l'eccitazione dei relè di selezione postazione e dei solenoidi nei pulsanti di selezione carichi esterni è fornita dalla barra di emergenza N. 1 c.c. (PP2A) attraverso l'interruttore automatico WEAPON ARMING, il selettore postazione (su una delle postazioni PYLONS o TIP STORES) e ciascun pulsante di selezione carico esterno. I pulsanti di selezione carichi esterni, una volta inseriti, si mantengono in tale posizione per tutto il tempo che i loro solenoidi risultano collegati a massa. I relè di espulsione carichi di estremità alare ed il relè di espulsione serbatoi sono eccitati dalla stessa tensione d'innescò, quando il pulsante di espulsione viene premuto.

8-28. Il circuito di espulsione normale comprende un microinterruttore di sgancio automatico, a due vie due posizioni azionato meccanicamente, posto su ciascuna estremità alare. Nel caso che un serbatoio combustibile o un lanciamissile (con o senza missile AIM-9L installato) su un'estremità dell'ala si sganci in volo, questi microinterruttori provvedono alla espulsione automa-

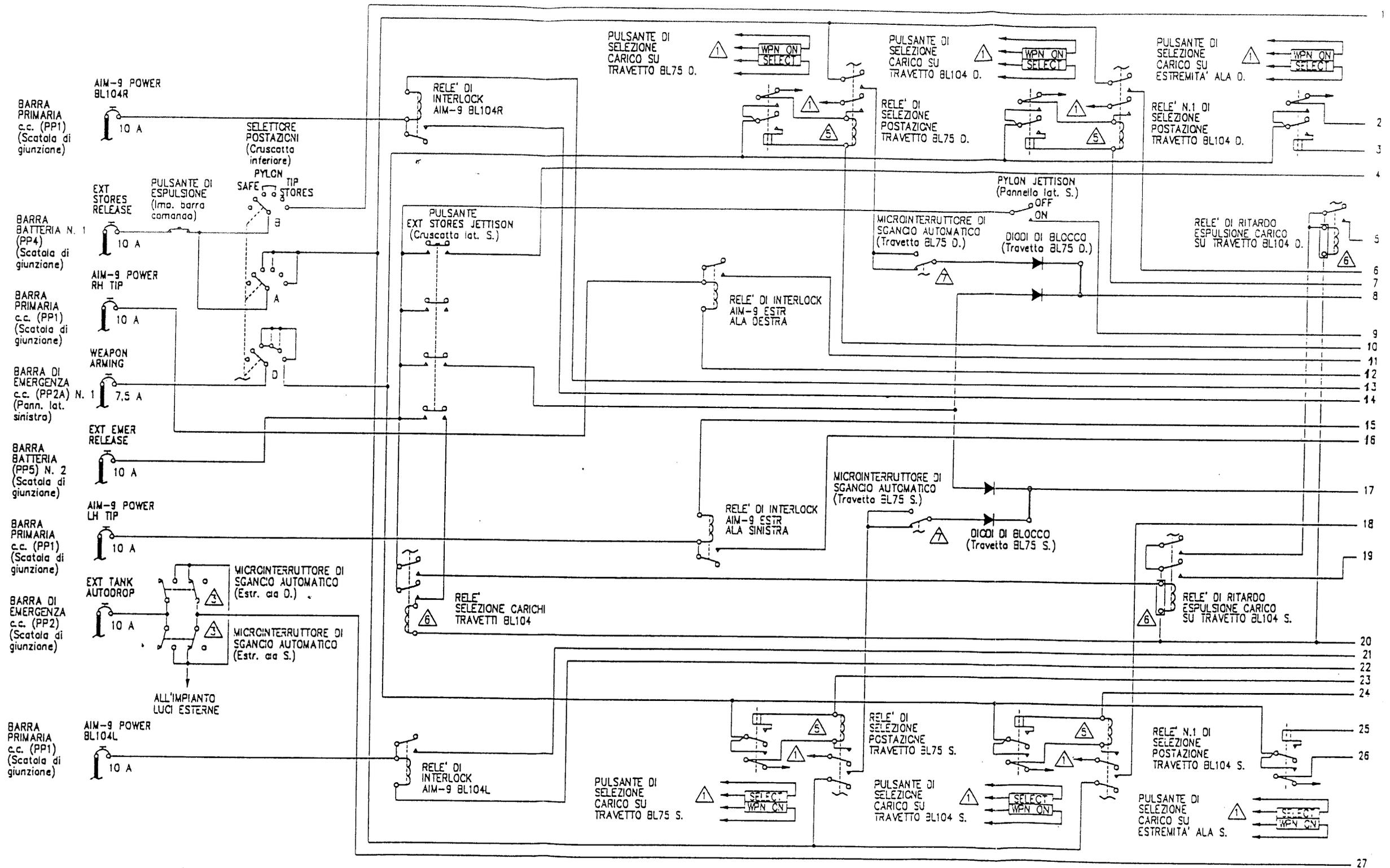


Fig. 8-6. Schema impianto di espulsione carichi esterni (foglio 1 di 3).

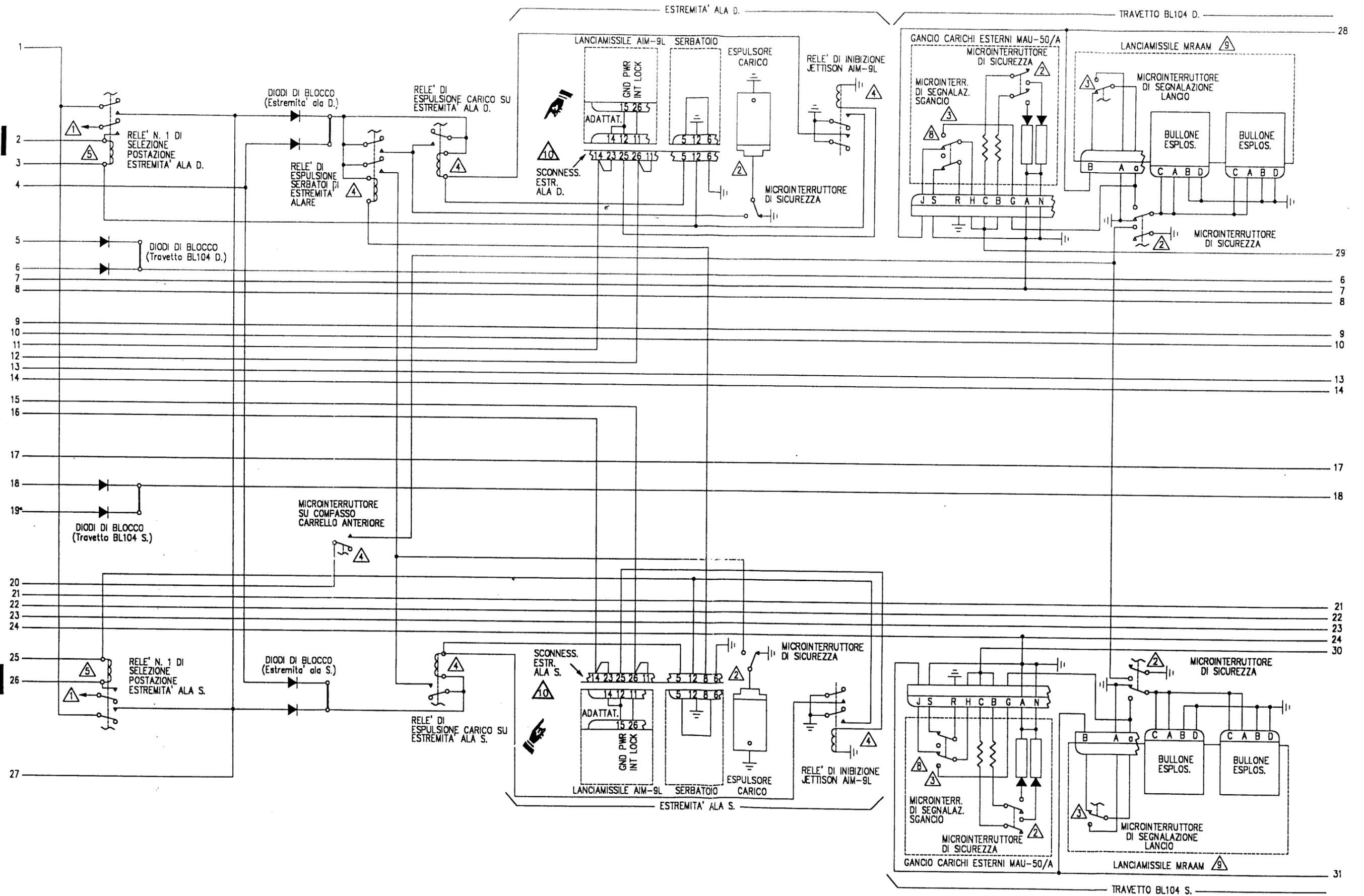


Fig. 8-6. Schema impianto di espulsione carichi esterni (foglio 2 di 3).

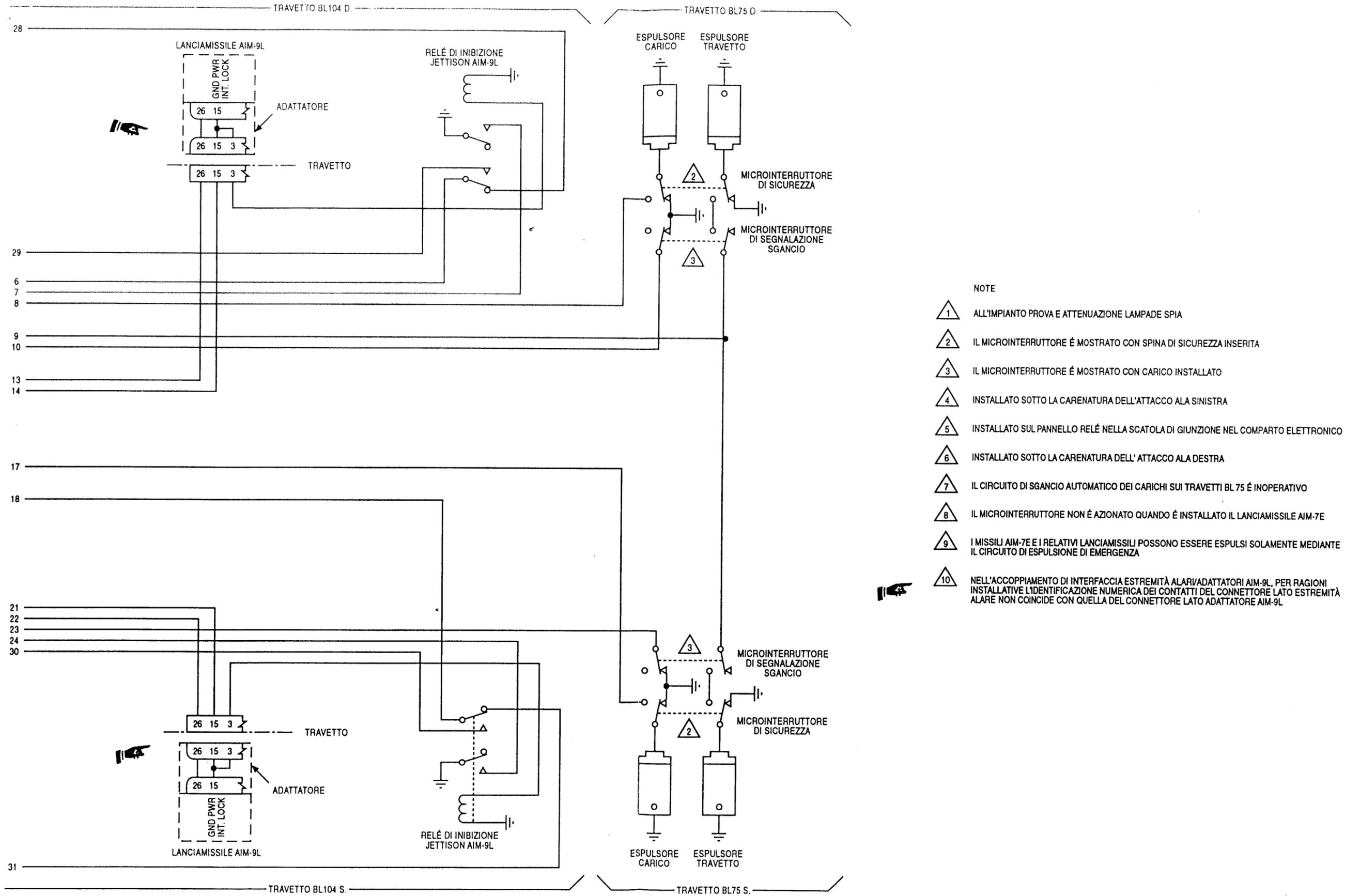
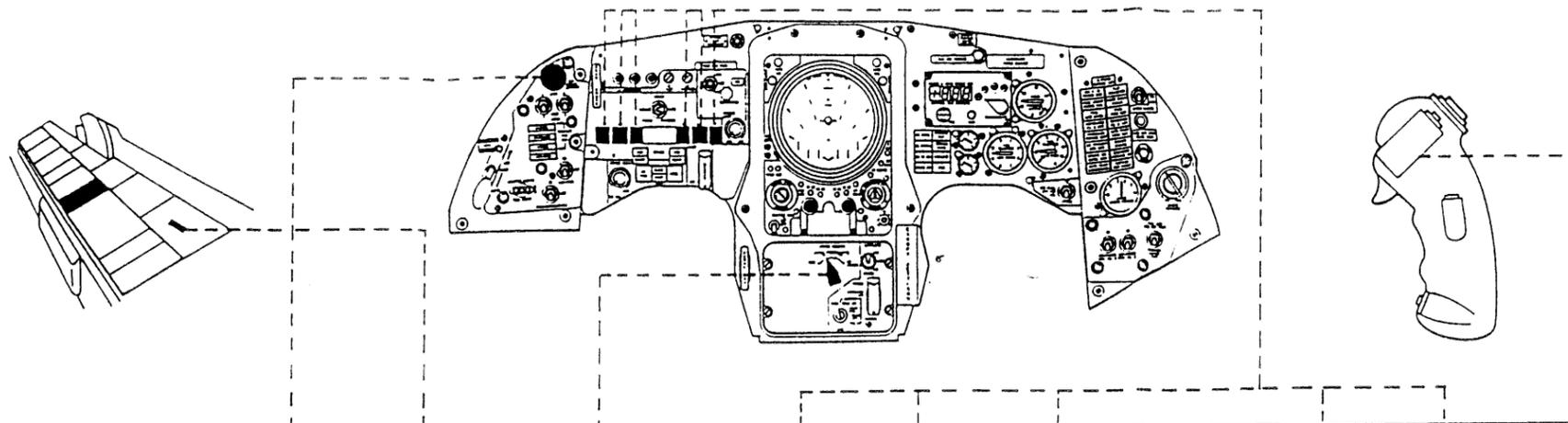


Fig. 8-6. Schema impianto di espulsione carichi esterni (foglio 3 di 3).



	COMANDO											
	DENOMINAZIONE	PULSANTE EXT STORES JETTISON	INTERRUTTORE PYLON JETTISON	SELETORE POSTAZIONE	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU ESTREMITA' ALA SINISTRA	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL 104 SIN.	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL 75 SIN.	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL 75 DESTRO	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU TRAVETTO BL 104 DESTRO	PULSANTE DI SELEZIONE CARICO SU ESTREMITA' ALA DESTRA	PULSANTE DI ESPULSIONE SU IMPUGNATURA DELLA BARRA DI COMANDO	
	FUNZIONI	ESPULSIONE IN EMERGENZA DEI CARICHI ESTERNI	ESPULSIONE DEI TRAVETTI BL 75	SELEZIONA LE POSTAZIONI DEI CARICHI DA SGANCIARE	SELEZIONA IL CARICO SU ESTREMITA' ALA SINISTRA	SELEZIONA IL CARICO SU TRAVETTO BL 104 SIN.	SELEZIONA IL CARICO SU TRAVETTO BL 75 SIN.	SELEZIONA IL CARICO SU TRAVETTO BL 75 DESTRO	SELEZIONA IL CARICO SU TRAVETTO BL 104 DESTRO	SELEZIONA IL CARICO SU ESTREMITA' ALA DESTRA	COMANDA L'ESPULSIONE DEI CARICHI ESTERNI SELEZIONATI	
	ESPULSIONE SELETTIVA	SERBATOI COMBUSTIBILE O MISSILI AIM-9L SU ESTREMITA' ALARI		TIP STORES	PREMUTO PER LA SELEZIONE					PREMUTO PER LA SELEZIONE	AZIONATO PER L'ESPULSIONE	
		MISSILI AIM-9L SU TRAVETTI BL 104		POSIZIONE PYLON 104		PREMUTO PER LA SELEZIONE			PREMUTO PER LA SELEZIONE		AZIONATO PER L'ESPULSIONE	
		SERBATOI COMBUSTIBILE SU TRAVETTI BL 75		POSIZIONI PYLON 75			PREMUTO PER LA SELEZIONE	PREMUTO PER LA SELEZIONE				AZIONATO PER L'ESPULSIONE
ESPULSIONE IN EMERGENZA	TUTTI I CARICHI SU TRAVETTI BL 75, BL 104 E SU ESTREMITA' ALARI	AZIONATO PER L'ESPULSIONE										
	TRAVETTI BL 75		AZIONATO PER L'ESPULSIONE									

NOTE

- IL PULSANTE, QUANDO PREMUTO, SI ILLUMINA ANCHE NELLA META' INFERIORE E RIMANE INSERITO SE E' PRESENTE UN CARICO SULLA POSTAZIONE SELEZIONATA. IL PULSANTE SI DISINSERISCE E LA LUCE SI SPEGNE QUANDO IL CARICO E' LANCIATO O ESPULSO. OGNI SELEZIONE PUO' ESSERE ANNULATA PORTANDO SU SAFE IL SELETORE POSTAZIONE.
- UN RELE' DI INIBIZIONE JETTISON AIM-9L INSTALLATO NEL TRAVETTO BL 104 (PER LE POSTAZIONI BL 104) O NELLA SCATOLA RELE' 12 A (PER LE POSTAZIONI DI ESTREMITA' ALARE), PREVENGONO L'ESPULSIONE DEL LANCIAMISILE STESSO DOPO CHE IL RELATIVO MISSILE E' STATO LANCIATO.
- OPERATIVO SOLO QUANDO I CARICHI SUI TRAVETTI BL 75 SONO STATI ESPULSI.
- L'ESPULSIONE IN EMERGENZA DEI CARICHI SUI TRAVETTI BL 104 PUO' AVVENIRE SOLO CON VELIVOLO IN VOLO. IN TAL CASO ESSI SARANNO ESPULSI IN RITARDO RISPETTO AGLI ALTRI CARICHI.
- SE DURANTE IL VOLO IL CARICO SU UNA ESTREMITA' ALARE DOVESSE ALLENTARSI PER LE VIBRAZIONI E SGANCIARSI UN CIRCUITO DI SGANCIO AUTOMATICO DETERMINERA' L'ESPULSIONE DEL CARICO SULL'ALTRA ESTREMITA' ALARE.

Fig. 8-7. Comandi funzionali dell'impianto di espulsione carichi esterni.

tica del serbatoio o del lanciamissile (con missile) installato sulla postazione dell'estremità alare opposta. L'alimentazione per il circuito di sgancio automatico è fornita dalla barra di emergenza N. 1 c.c. (PP2) attraverso l'interruttore automatico EXT TANK AUTO DROP posto sulla scatola di giunzione nel comparto elettronico.

ATTENZIONE

Usare la massima cautela nel caso che un velivolo rientri da una missione dopo aver lanciato il missile AIM-9L da un'estremità alare ed aver espulso il missile e il lanciamissile dall'estremità alare opposta. Il personale deve tenersi fuori dalla traiettoria di espulsione del lanciamissile rimasto installato finché non è stata inserita la spina di sicurezza del relativo espulsore. In caso di azionamento accidentale del microinterruttore di segnalazione lancio sul lanciamissile, si determina l'immediata espulsione del lanciamissile stesso.

8-29. CIRCUITI DI ESPULSIONE DI EMERGENZA. L'espulsione di emergenza dei carichi esterni può essere effettuata premendo il pulsante EXT STORES JETTISON posto sul cruscotto laterale sinistro. L'azionamento di questo pulsante permette l'invio della tensione di innesco dalla barra batteria N. 2 (PP5), attraverso l'interruttore automatico EXT EMER RELEASE, direttamente ai dispositivi di espulsione dei carichi sul travetto BL75 e, attraverso i relè di espulsione carichi o il relè di espulsione serbatoi (a seconda che siano installati i lanciamissili con missili AIM-9L, o i serbatoi combustibile), agli espulsori sulle estremità alari, determinando l'espulsione contemporanea dei rispettivi carichi. L'espulsione in emergenza dei carichi sui travetti BL104 avviene in ritardo rispetto agli altri; infatti un relè di comando espulsione e due relè di ritardo determinano l'espulsione dopo 0,75 secondi del carico sul travetto sinistro, e dopo altri 0,75 secondi, del carico sul travetto destro.

8-30. CIRCUITO DI ESPULSIONE TRAVETTI BL75. I travetti BL75 non possono essere espulsi mediante il circuito normale o di emergenza. Se si desidera eiettare i travetti, dopo che i relativi carichi sono stati sganciati, è necessario azionare l'interruttore PYLON JETTISON posto sul pannello laterale destro. Portando l'interruttore in posizione ON, la tensione della barra batteria N. 2 (PP5), tramite l'interruttore automatico EXT EMER RELEASE, viene inviata alle cartucce di espulsione dei travetti BL75, attraverso i rispettivi microinterruttori di segnalazione sgancio (i cui contatti sono in posizione di riposo

dopo lo sgancio dei carichi) determinando l'espulsione contemporanea dei travetti.

PROVE FUNZIONALI

8-31. PROVA DEL CIRCUITO DI ESPULSIONE DURANTE L'INSTALLAZIONE DEI CARICHI

8-32. Fare riferimento alla sezione applicabile del manuale AER.1F-104S/ASAM-33-1-2, per la prova del circuito di espulsione e della tensione di dispersione prima di installare i seguenti carichi:

- a. Adattatore e lanciamissile LAU-7/A-5 su estremità alari.
- b. Adattatore e lanciamissile LAU-7/A-5 su travetti BL104.
- c. Missile AIM-9L.
- d. Lanciamissile AIM-7E ed ASPIDE su travetto BL104.
- e. Missile AIM-7E ed ASPIDE.
- f. Travetti subalari BL75 e BL104.

8-33. Fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-6 per la prova del circuito di espulsione e della tensione di dispersione prima di installare i serbatoi esterni.

MANUTENZIONE

8-34. GENERALITÀ

8-35. Le operazioni di manutenzione con i carichi esterni e i travetti BL75 installati devono essere eseguite con le opportune procedure precauzionali per eliminare il pericolo di innesco accidentale delle cartucce esplosive contenute nei dispositivi di espulsione, come pure lo sgancio o l'esplosione dei carichi. Si devono osservare le seguenti disposizioni precauzionali:

a. Durante le operazioni di manutenzione che comportano variazioni di cablaggio (compresa la rimozione di componenti fissati permanentemente, o l'impiego di attrezzi per la saldatura che potrebbero danneggiare i cablaggi), i cavi di innesco devono essere scollegati da ogni cartuccia o bullone esplosivo. Le estremità dei cavi ed i terminali da cui sono stati scollegati devono essere isolati con nastro o cappucci isolanti. Prima di essere ricollegati, i terminali devono essere puliti e liberati da ogni residuo di gomma o adesivo; deve essere effettuata una verifica per accertare che non vi siano cavi scambiati o tensioni di dispersione.

b. L'impiego di fiamma in vicinanza di cartucce di espulsione, di bulloni esplosivi o dei carichi, richiede la preventiva rimozione e l'immagazzinamento in zona sicura dei carichi esterni, dei travetti BL75 e delle cartucce di espulsione.

SEZIONE IX

COLLIMAZIONE

<i>Indice</i>	<i>Pag.</i>
DESCRIZIONE	9-1
Generalità	9-1
PROCEDURE PER LA COLLIMAZIONE ...	9-1
Procedure preliminari per la collimazione .	9-2
Collimazione del collimatore ottico	9-4
Collimazione dell'antenna radar	9-6

DESCRIZIONE

9-1. GENERALITÀ

9-2. La collimazione è una procedura di controllo e regolazione dei vari componenti dell'armamento e degli impianti di comando armamento installati sul velivolo. La collimazione è necessaria per accertare che i vari apparati, quali il collimatore ottico e l'antenna del radar, puntino lo stesso bersaglio. Poiché la collimazione viene eseguita a terra con l'aiuto di un bersaglio statico, mediante le procedure di collimazione non può essere introdotto nell'impianto alcun angolo di anticipo; tuttavia, per assicurare un soddisfacente sistema d'arma, il collimatore e i componenti radar devono essere in perfette condizioni di efficienza prima della collimazione, in modo che i vari

apparati possano essere correttamente collimati. Una corretta collimazione è tanto vitale per un buon risultato finale quanto una corretta regolazione e controllo funzionale di tutti i singoli apparati.

PROCEDURE PER LA COLLIMAZIONE

9-3. GENERALITÀ. La procedura di collimazione consiste in un corretto allineamento del collimatore ottico e dell'antenna radar con un bersaglio appositamente predisposto. Questa procedura viene eseguita effettuando la collimazione alla distanza di 1000 inch, usando un appropriato tabellone bersaglio. La fig. 9-1 illustra il velivolo ed il bersaglio in posizione di collimazione a 1000 inch di distanza.

9-4. La procedura di collimazione è divisa in sezioni distinte, ciascuna delle quali contiene separatamente le procedure di collimazione per il collimatore ottico e l'antenna radar.

9-5. ATTREZZATURA PER LA COLLIMAZIONE. L'attrezzatura necessaria per la collimazione dell'armamento e dei componenti dell'impianto comando armamento è indicata nella tabella 9-1.

Tabella 9-1. Attrezzatura per la collimazione (foglio 1 di 2).

N.	DENOMINAZIONE	P/N	ALTERNATO	USO E APPLICAZIONE
1	Tabellone bersaglio per la collimazione ottica (1000 inch)	A23801-0-00		Collimazione ottica.
2	Supporto per cannocchiale antenna radar	52654-305-1		Installare il cannocchiale di collimazione antenna radar.
3	Calibri per collimazione antenna	281ST2001-1 281ST2002-1		Collimare l'antenna radar.
4	Cannocchiale per antenna radar	A-122-500		Collimare l'antenna radar.
5	Coperchio lente di collimazione	693885		Eliminare errori di parallasse durante la collimazione del collimatore ottico.
6	Kit per il livellamento	A23601-0-00		Livellare il velivolo e collimare il bersaglio.
7	Teodolite (N. 2)			Livellare il velivolo e collimare il bersaglio.

Tabella 9-1. Attrezzatura per la collimazione (foglio 2 di 2).

N.	DENOMINAZIONE	P/N	ALTERNATO	USO E APPLICAZIONE
8	Kit di simmetria e livellamento			Livellare il bersaglio e il velivolo
9	Attrezzo di armonizzazione	693884		Allineare il collimatore ottico.
10	Banco aria raffreddamento apparati			Raffreddare gli equipaggiamenti elettronici.
11	Alimentatore elettrico esterno			Fornire alimentazione elettrica al velivolo.
12	Tabellone di collimazione laterale (N. 2)	140047-1-F.104S		Collimare l'antenna radar.

9-6. Dopo la rimozione e la sostituzione di alcuni componenti del collimatore ottico e del radar, può essere necessario effettuare la collimazione. Essa deve essere eseguita ad una distanza di 1000 inch usando l'apposito bersaglio (P/N A23801-0-00 od equivalente) e l'attrezzatura speciale indicata nella tabella 9-1.

9-7. AREA PER LA COLLIMAZIONE. L'area per la collimazione deve essere una superficie piana della lunghezza di almeno 110 feet con una piazzuola sufficientemente solida per consentire il sollevamento del velivolo sui martinetti. Se l'area di collimazione è soggetta a forte vento, il velivolo deve essere ancorato al terreno ed il tabellone zavorrato con sacchetti di sabbia.

9-8. BERSAGLIO. Per la collimazione dell'impianto armamento e dei vari componenti è necessario il bersaglio P/N A23801-0-00, che è comprensivo di un pannello centrale e di due pannelli laterali, questi ultimi impiegati solo per la collimazione dell'antenna radar. Se necessario possono essere costruiti in loco dei bersagli in legno compensato da 1/2 inch, con un adeguato supporto, per prevenire il movimento durante la procedura di collimazione. Il supporto deve consentire lo spostamento orizzontale e verticale del bersaglio per allinearli con il velivolo. Le dimensioni e la posizione esatta dei contrassegni per la costruzione dei bersagli sono indicati nelle figure 9-1 e 9-4.

9-9. PROCEDURE PRELIMINARI PER LA COLLIMAZIONE

9-10. La collimazione ottica del collimatore ottico e dell'antenna del radar, comprende una serie di operazioni preliminari comuni a tutti i componenti da collimare. Prima di collimare uno o tutti i componenti applicabili dell'impianto armamento procedere come segue:

a. Accertarsi che i componenti siano in perfette condizioni di funzionamento. Se si sospetta che i componenti non funzionino perfettamente, eseguire i controlli funzionali previsti per l'impianto al quale il componente appartiene.

ATTENZIONE

Prima di procedere alla collimazione, assicurarsi che l'interruttore ARMT & OFF sul cruscotto inferiore sinistro sia in posizione OFF. Assicurarsi che la leva di comando carrello sia in posizione DOWN e le spine di sicurezza del carrello siano installate.

b. Trainare il velivolo nell'area per la collimazione e disporlo nella posizione di collimazione.

c. Rimuovere le viti di simmetria in corrispondenza dei punti 29 e 30 sulla superficie inferiore di ciascuna semiala ed installare gli appositi adattatori e le relative aste graduate per il livellamento, assicurandosi che queste ultime siano a piombo.

AVVERTENZA

Non sollevare il velivolo sui martinetti di sollevamento in presenza di raffiche di vento.

d. Usando gli appositi martinetti, sollevare il velivolo in modo che le ruote risultino appena a contatto col terreno.

Nota

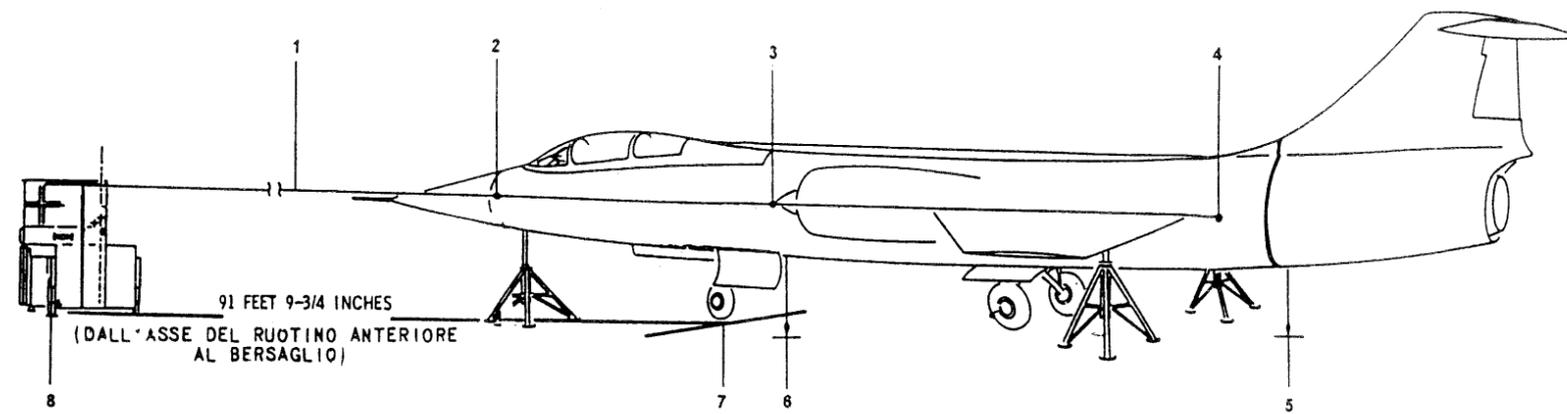
In condizioni di tempo con vento porre la parte terminale del filo a piombo in un contenitore pieno di olio per garantire una costante linea di riferimento.

e. Sospendere il filo a piombo dalle stazioni di fusoliera FS 358.75 ed FS 613.38 del velivolo (punti di simmetria N° 3 e 5).

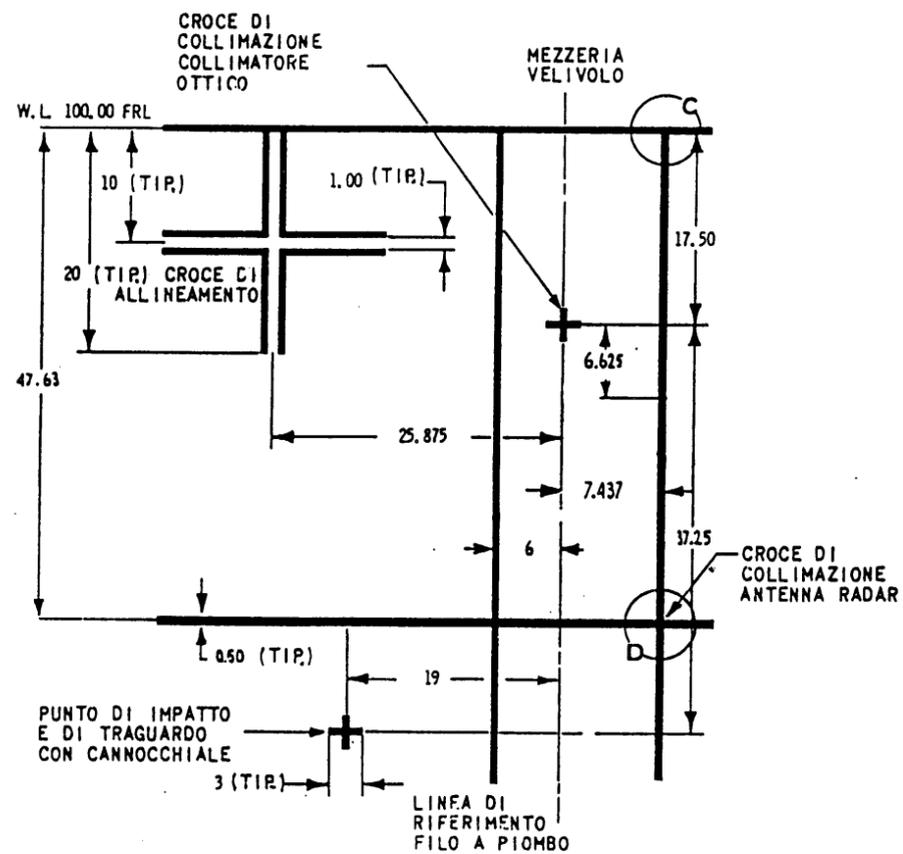
f. Disporre il primo teodolite a circa 8 feet dietro al velivolo, allineando la linea verticale del reticolo con la linea passante per i punti 3 e 5.

g. Livellare trasversalmente il velivolo sollevando ed abbassando i martinetti alari fino a che le letture della livella sulle scale graduate risultino uguali. Bloccare i martinetti.

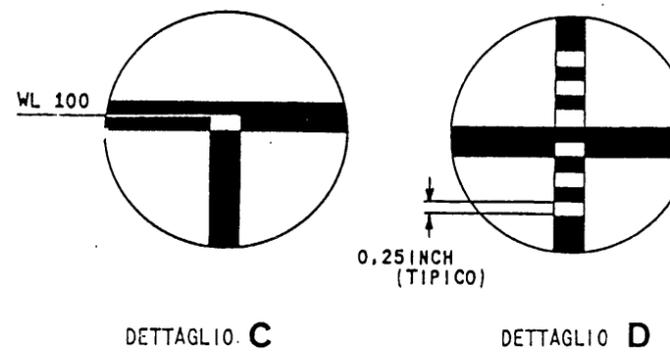
h. Rimuovere il tappo dalla presa d'aria sinistra, se installato, per consentire il puntamento della livella sul foro di riferimento sull'incrocio della linea d'acqua WL 100 e della stazione di fusoliera FS 342.25.



1. LINEA DI RIFERIMENTO FUSOLIERA WL 100
2. FORO DI RIFERIMENTO (WL 100) SU FS 184
3. FORO DI RIFERIMENTO (WL-100) SU FS 342.25
4. FORO DI RIFERIMENTO (WL 100) SU FS 578
5. FILO A PIOMBO - FS 613.38
6. FILO A PIOMBO - FS 358.75
7. ASSE RUOTINO ANTERIORE
8. TABELLONE CENTRALE DI COLLIMAZIONE



VISTA A



NOTA

LE DIMENSIONI DEL BERSAGLIO SONO IN INCH E SI RIFERISCONO AD UNA DISTANZA DI COLLIMAZIONE DI 1000 INCH.

Fig. 9-1. Collimazione.

l. Tramite il teodolite posto sull'asse verticale passante per i punti 3 e 5, allineare lateralmente il tabellone fino a far coincidere la linea verticale del reticolo del teodolite con la linea di riferimento presente sul tabellone.

m. Traguardando con il teodolite posto lateralmente al velivolo, sollevare o abbassare il tabellone fino a far coincidere la linea del tabellone identificata con WL 100 con quella del velivolo identificata al punto j.

n. Con l'ausilio di una bolla d'aria di precisione livellare il tabellone in roll e in pitch.

o. Al termine delle procedure, rimuovere i martinetti dal velivolo, rimuovere il tabellone bersaglio, rimuovere il velivolo dall'area di collimazione e installare nuovamente tutte le viti sui fori di simmetria del velivolo.

9-11. COLLIMAZIONE DEL COLLIMATORE OTTICO

9-12. GENERALITÀ. La testa del collimatore ottico deve essere collimata ogni qualvolta è stato sostituito il collimatore o il vetro traslucido. Il collimatore ottico inizialmente è collimato con il reticolo elettricamente bloccato, in modo che il punto di guida del reticolo sia proiettato sul vetro traslucido sulla linea di mira del pilota, parallelamente alla linea di riferimento armamento ADL (Armament Datum Line).

Nota

- Prima di iniziare la collimazione del collimatore ottico, controllare che gli apparati del collimatore funzionino in modo appropriato. Nel dubbio, eseguire le prove funzionali per le apparecchiature del collimatore (fare riferimento alla Sez. VII del manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A Riservatissimo).
- Prima di iniziare la collimazione del collimatore ottico, rimuovere il radome (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A Riservatissimo).

9-13. PROCEDURA PER LA COLLIMAZIONE. Per collimare il collimatore ottico con le altre apparecchiature installate sul velivolo seguire la seguente procedura:

a. Eseguire le procedure preliminari per la collimazione di cui al paragrafo 9-9.

Nota

Eseguire le operazioni in sequenza. Se i risultati non sono conformi alle prescrizioni, localizzare i guasti ed eliminarli prima di procedere oltre.

b. Tramite il banco aria raffreddamento apparati, raffreddare gli equipaggiamenti elettronici radar di prua e quelli posti nel comparto elettronico.

c. Collegare l'alimentazione elettrica esterna al velivolo e fornire alimentazione elettrica.

d. Assicurarsi che gli interruttori automatici EXT PWR SENSOR, XP4 PWR SUPPLY/XP2 TEST, XP1 SENSING, XP2 SENSING e DC PWR VAR FREQ posti nella centralina c.a. (vedere fig. 9-2) siano inseriti.

e. Inserire gli interruttori automatici RADAR VAR FREQ e RADAR FIXED FREQ posti anch'essi nella centralina c.a., e RADAR DC, ARM CMPTR DC e ARM CMPTR posti nella scatola di giunzione del comparto elettronico (vedere fig. 9-2).

f. Applicare l'alimentazione elettrica esterna a 115 V c.a. 400 Hz 3Ø e 28 V c.c. (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-1).

RISULTATO: nel vano presa alimentazione esterna la lampadina gialla EXT PWR OUT è accesa.

g. Premere momentaneamente il pulsante EXT PWR RESET.

RISULTATO: la lampadina gialla EXT PWR OUT si spegne.

ATTENZIONE

Accertarsi che premendo il pulsante EXT PWR RESET, la lampadina gialla EXT PWR OUT si spenga. Se la lampadina rimane accesa fermare immediatamente il motore del gruppo di alimentazione e scollegare quest'ultimo dal velivolo. Prima di ricollegare energia al velivolo, localizzare il difetto al gruppo di alimentazione e ripararlo.

h. Posizionare il selettore MODE SELECT posto sul pannello di controllo radar in posizione A/A. Sul quadretto controllo calibrazione dell'amplificatore elettronico di controllo (SSECA) disinserire l'interruttore automatico ANT DISABLE. Posizionare manualmente l'antenna radar a 0° (boresight) e inserire le spine di bloccaggio in azimuth e elevazione.

i. Inserire gli interruttori automatici OPT SIGHT DC e OPTICAL SIGHT posti nella scatola di giunzione del comparto elettronico.

j. Collegare l'attrezzo di armonizzazione al connettore di prova J3 del collimatore ottico.

k. Sul pannello di controllo OPTICAL SIGHT posto in abitacolo posizionare l'interruttore NORM/OFF/MAN su NORM. Sul quadretto controllo armamento posizionare il selettore AIM9/MRAAM/SAFE su SAFE.

l. Selezionare il modo "ARMONIZZAZIONE" premendo il pulsante ARM posto sull'attrezzo di armonizzazione.

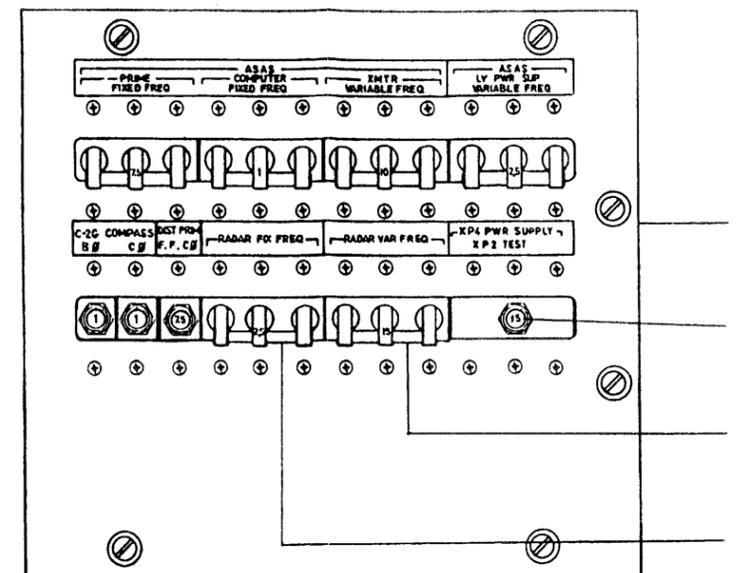
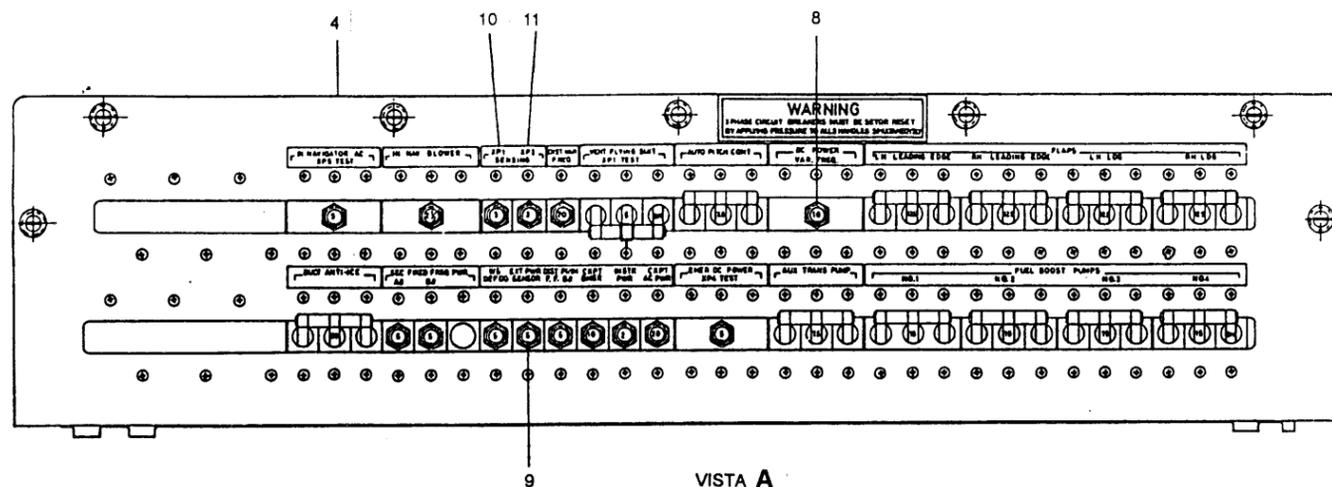
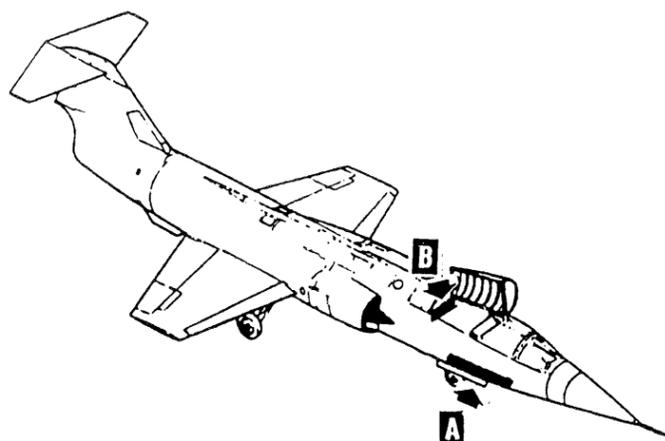
m. Regolare il comando di luminosità reticolo RETICLE LIGHT in abitacolo, fino ad ottenere una immagine sul tubo a raggi catodici alla intensità luminosa desiderata.

n. Posizionare il coperchio P/N 693885 sulla lente di collimazione del collimatore ottico.

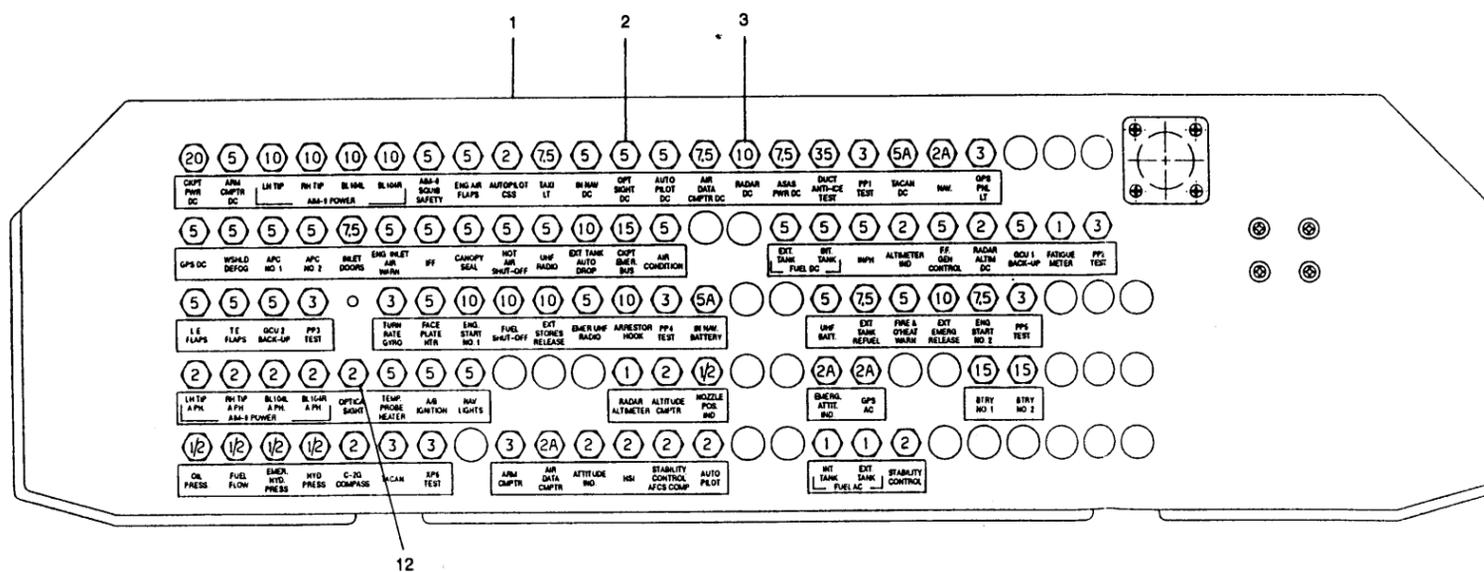
Nota

Il coperchio della lente di collimazione è usato per prevenire errori di parallasse nella presentazione del collimatore ottico.

o. Traguardare il bersaglio attraverso il reticolo presente sul collimatore ed annotare il disallineamento tra il punto di guida del reticolo e la croce di mira sul tabellone.



VISTA A



VISTA B

- 1 SCATOLA DI GIUNZIONE DEL COMPARTO ELETTRONICO
- 2 INTERRUOTTORE AUTOMATICO OPT SIGHT DC
- 3 INTERRUOTTORE AUTOMATICO RADAR DC
- 4 CENTRALINA C.A.
- 5 INTERRUOTTORE AUTOMATICO RADAR VAR FREQ
- 6 INTERRUOTTORE AUTOMATICO RADAR FIX FREQ
- 7 INTERRUOTTORE AUTOMATICO XP4 PWR SUPPLY/XP2 TEST
- 8 INTERRUOTTORE AUTOMATICO DC POWER VAR FREQ
- 9 INTERRUOTTORE AUTOMATICO EXT PWR SENSOR
- 10 INTERRUOTTORE AUTOMATICO XP1 SENSING
- 11 INTERRUOTTORE AUTOMATICO XP2 SENSING
- 12 INTERRUOTTORE AUTOMATICO OPTICAL SIGHT

Fig. 9-2. Localizzazione degli interruttori automatici.

p. Il disallineamento non deve essere superiore a 10 milliradiani.

Nota

Se il punto di guida del reticolo è più di 10 milliradiani rispetto al centro della croce di mira, assicurarsi che il collimatore sia correttamente fissato alla struttura velivolo e che la WL 100 velivolo sia orizzontale e allineata con il riferimento WL 100 presente sul tabellone. Se dopo questi controlli non si ottiene il requisito richiesto, il collimatore deve essere rimosso e scartato.

q. Una volta che il requisito di 10 milliradiani è rispettato, agire opportunamente sui pulsanti UP, DOWN, RIGHT e LEFT, presenti sull'attrezzo di armonizzazione, in modo da portare il punto di guida del reticolo a collimare con il centro della croce di mira entro $\pm 0,25$ milliradiani.

r. Ad allineamento completato, premere il pulsante STORE, posto sull'attrezzo di armonizzazione per salvare il valore di scostamento all'interno del collimatore.

s. Deselezionare il modo "ARMONIZZAZIONE" premendo il pulsante ARM posto sull'attrezzo di armonizzazione.

t. Posizionare l'interruttore NORM/OFF/MAN, in abitacolo, su OFF.

u. Rimuovere le spine di bloccaggio dell'antenna. Inserire l'interruttore automatico ANT DISABLE sul quadretto controllo calibrazione (SSECA).

v. Portare il selettore MODE SELECT del radar in posizione OFF.

w. Rimuovere l'attrezzo di armonizzazione del connettore J3 del collimatore.

x. Posizionare il selettore MODE SELECT del pannello di controllo radar su STBY.

y. Posizionare l'interruttore NORM/OFF/MAN, in abitacolo, su NORM.

z. Riverificare lo scostamento tra il punto di guida del reticolo e la croce di mira sul tabellone. Il disallineamento deve continuare a rimanere entro $\pm 0,25$ milliradiani.

Nota

Se il disallineamento è variato rispetto al valore memorizzato precedentemente, rimuovere e scartare il collimatore.

aa. Posizionare il selettore MODE SELECT del pannello di controllo radar su OFF. Posizionare il deviatore NORM/OFF/MAN su OFF.

9-14. RIPRISTINO DEL VELIVOLO. Per il ripristino del velivolo seguire la seguente procedura:

a. Togliere alimentazione elettrica al velivolo e scollegare la presa esterna.

b. Disinserire tutti gli interruttori automatici inseriti durante la prova (EXT PWR SENSOR, XP4 PWR SUPPLY/XP2 TEST, DC PWR VAR FREQ, XP1 SENSING, XP2 SENSING, RADAR VAR FREQ, RADAR FIXED FREQ, RADAR DC, OPT SIGHT DC, OPTICAL SIGHT, ARM CMPTR DC e ARM CMPTR).

c. Rimuovere il coperchio della lente di collimazione e sostituirlo con un coperchio parapolvere.

d. Scollegare il banco di raffreddamento apparsi dal velivolo.

9-15. COLLIMAZIONE DELL'ANTENNA RADAR

9-16. GENERALITÀ. L'antenna del radar deve essere collimata con il tabellone a 1000 inch ogni qualvolta l'antenna o il complessivo apparati radar di prua sono stati rimossi e reinstallati o sostituiti. Una verifica della collimazione deve essere effettuata periodicamente allo scopo di assicurarsi che il supporto ammortizzante degli apparati di prua non abbia causato lo spostamento dell'antenna fuori collimazione.

9-17. PROCEDURA PER LA COLLIMAZIONE. Per collimare l'antenna radar, con il complessivo apparati di prua installati sul velivolo, effettuare le seguenti operazioni:

ATTENZIONE

Per evitare il funzionamento accidentale del radar, assicurarsi che il commutatore MODE SELECT sul quadretto di comando radar sia in posizione OFF.

a. Rimuovere il radome (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A Riservatissimo).

b. Effettuare le procedure preliminari applicabili riportate nel paragrafo 9-9, per il livellamento del velivolo e per la disposizione del tabellone centrale.

c. Accoppiare il cannocchiale di collimazione antenna al relativo adattatore.

d. Installare l'adattatore con il cannocchiale di collimazione sulla parte posteriore dell'antenna radar (vedere fig. 9-3).

e. Sospendere un filo a piombo al gruppo apparati radar di prua in corrispondenza del punto di snodo del fulcro di azimut dell'antenna per stabilire il riferimento di distanza dei tabelloni laterali di collimazione.

f. Disporre i tabelloni di collimazione laterali rispettivamente a sinistra e a destra davanti al velivolo ad una distanza di 965 inch dal filo a piombo (vedere fig. 9-4).

AVVERTENZA

Per evitare danni all'antenna radar disinnestare i freni dei motori pilota di azimut e di elevazione prima di spostare manualmente l'antenna.

g. Inserire la spina di bloccaggio in elevazione dell'antenna e spostare manualmente l'antenna di 30° a sinistra rispetto alla posizione 0 (boresight) e, traggendo attraverso il cannocchiale di collimazione, disporre il tabellone laterale sinistro in modo da allineare il riferimento verticale con il filo del cannocchiale, mantenendo la distanza di 965 inch dal filo a piombo.

h. Spostare manualmente l'antenna di 30° a destra rispetto alla posizione 0 (boresight) e ripetere le operazioni descritte al punto g. per allineare il tabellone laterale destro.

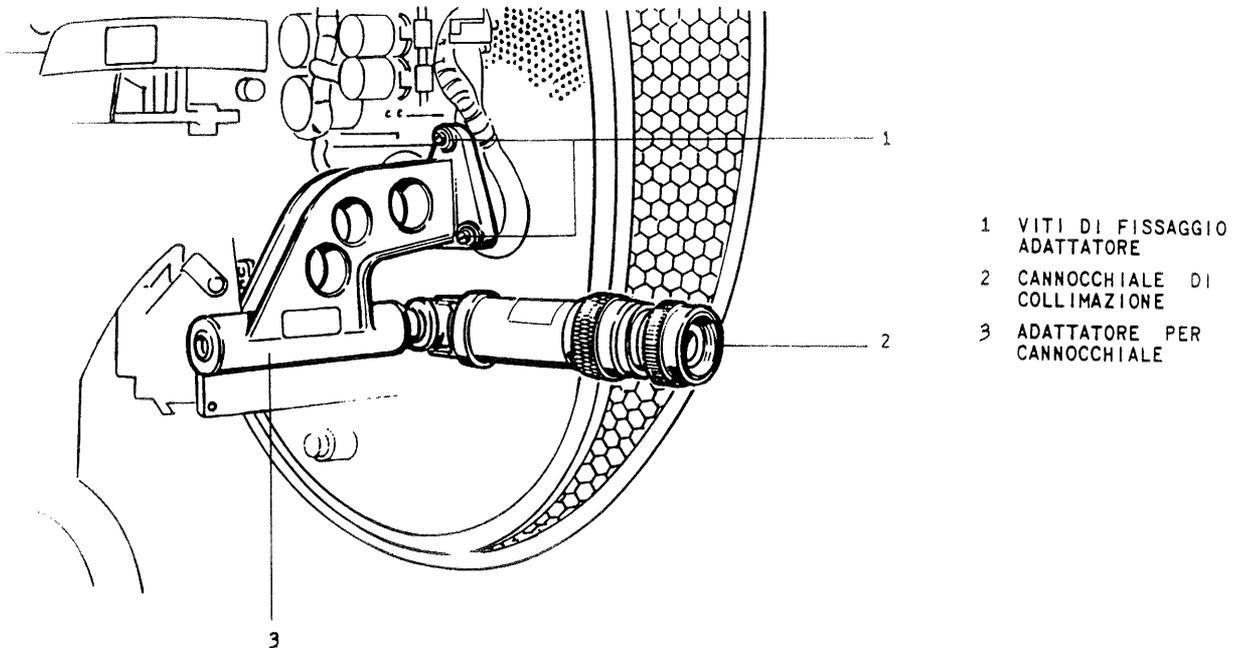


Fig. 9-3. Attrezzo per la collimazione dell'antenna radar.

i. Livellare i tabelloni lateralmente mediante filo a piombo.

j. Ruotare e puntare la livella a cannocchiale (già predisposta durante le procedure preliminari per l'allineamento del tabellone centrale) sui tabelloni laterali per allineare la linea di riferimento WL 100 con gli stessi riferimenti del tabellone centrale e del velivolo. Per effettuare l'allineamento alzare od abbassare ciascun tabellone per allineare la linea di riferimento WL 100 con il filo orizzontale della livella precedentemente allineata con la WL 100 del velivolo.

k. Ricontrollare la disposizione dei tabelloni laterali ripetendo le operazioni *g.*, *h.*, *i.* e *j.*

Nota

L'operazione *k.* deve essere effettuata fino a quando, eseguendo il controllo, non si rendono necessarie ulteriori regolazioni.

l. Orientare manualmente l'antenna nella posizione corrispondente a 0 gradi in azimut e elevazione (boresight).

m. Bloccare i fulcri dell'antenna inserendo negli stessi le apposite spine di bloccaggio.

AVVERTENZA

Non posare corpi pesanti sopra o contro il complessivo apparati radar di prua mentre si guarda attraverso il telescopio per evitare errori dovuti al movimento del supporto ammortizzante.

n. Mirare attraverso il cannocchiale e regolare il suo fuoco in modo che l'immagine del tabellone centrale a 1000 inch sia nitida. Annotare la posizione del centro del reticolo sul tabellone centrale e segnare attorno a questo punto un cerchio di diametro 1-27/32

inch (47 mm). Guardando attraverso il cannocchiale ruotare da un estremo all'altro il più possibile senza focalizzarlo. Il centro del reticolo deve restare nei limiti del cerchio; in caso contrario il cannocchiale è fuori tolleranza e deve essere sostituito.

o. Rimuovere la spina di bloccaggio dal fulcro di azimut dell'antenna.

AVVERTENZA

Prima di spostare manualmente l'antenna, assicurarsi che i freni dei motori pilota di azimut e di elevazione siano disinnestati.

p. Spostare manualmente l'antenna di 30° a sinistra e a destra. Leggere e registrare la posizione del centro del reticolo sui tabelloni di collimazione laterali rispetto alle croci di riferimento.

q. Verificare che la distanza della lettura, registrata su ciascun tabellone, rispetto all'asse della linea orizzontale della croce di collimazione, non sia superiore ad 1 milliradiante (1 inch) e che inoltre le tre letture siano tra di loro comprese entro 1 milliradiante (vedere fig. 9-5).

Nota

Per facilitare la lettura, l'asse verticale della croce di collimazione reca delle tacche bianche spesse 1/4 inch (0,25 milliradianti) e intervalate di 1/4 inch.

r. Se le condizioni di cui al punto *q.* sono verificate non è necessario effettuare la collimazione dell'antenna. In caso contrario effettuare l'allineamento dell'antenna come specificato nelle procedure che seguono.

s. Con gli appositi calibri P/N 281ST2001-1 e 281ST2002-1, verificare che la distanza tra la superficie piana anteriore dell'anello di supporto dell'an-

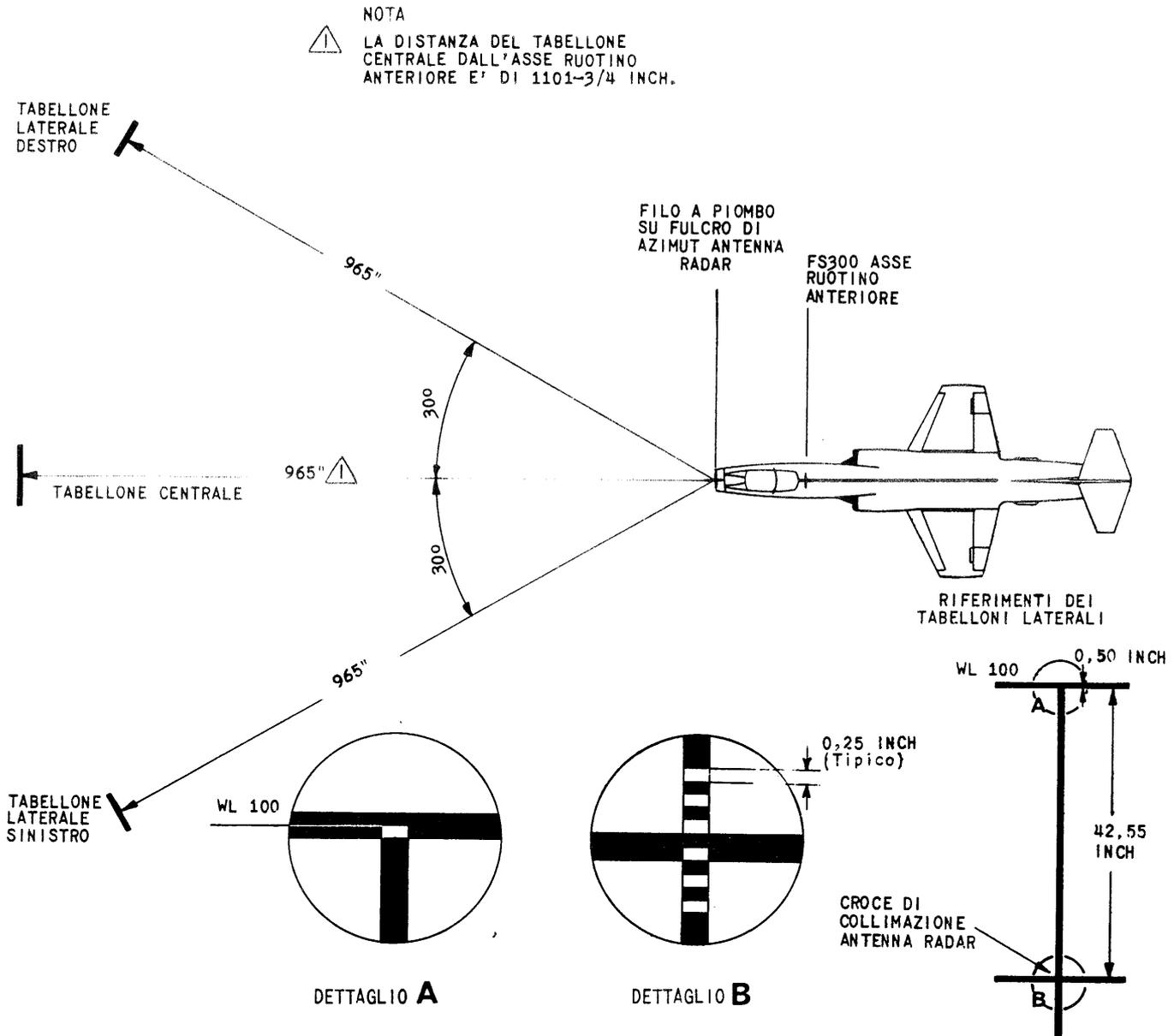


Fig. 9-4. Disposizione dei tabelloni per la collimazione dell'antenna radar.

tenna e la superficie piana posteriore della base dell'antenna in corrispondenza dei punti A, B e C indicati in fig. 9-6, sia compresa tra un minimo di 1,0 inch e un massimo di 1,4 inch.

Nota

In tutti i casi (prima, durante e dopo la regolazione) le distanze in corrispondenza dei punti A, B e C devono essere mantenute entro i limiti suddetti, ed una delle tre dovrà essere mantenuta alla distanza minima.

t. Reinstallare la spina di bloccaggio sullo snodo di azimut dell'antenna.

u. Allentare il dado in corrispondenza dei punti A, B e C indicati in fig. 9-6 in modo da permettere il movimento dell'antenna intorno alle rondelle sferiche.

v. Allentare la vite che fissa la staffa del diplexer (montato sul supporto antenna) alla base dell'antenna (vedere fig. 9-6).

w. Regolare i dadi in corrispondenza dei punti A, B e C in modo da allineare il centro del reticolo del cannocchiale con la croce di riferimento sul tabellone centrale.

Nota

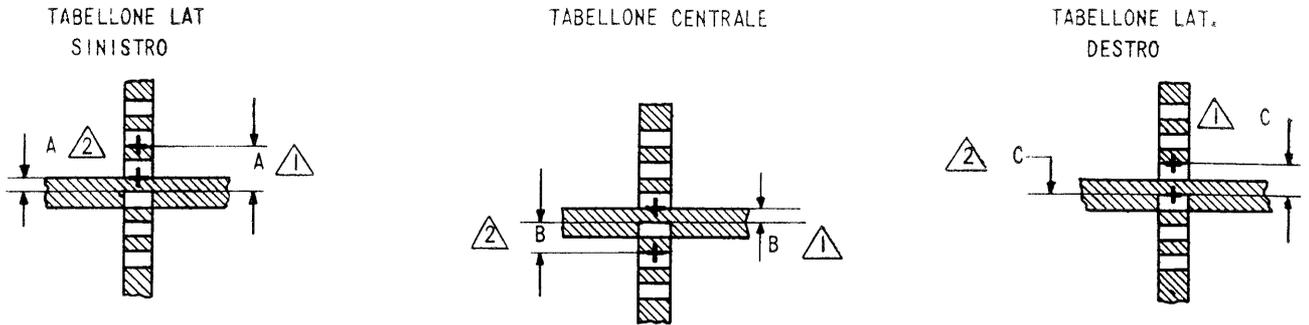
Assicurarsi che siano mantenute le tolleranze prescritte al punto s.

x. Dopo l'allineamento serrare i dadi in corrispondenza dei punti A, B e C con una coppia di 714 lbs/in a 75 °F (aggiungere 2 lbs/in per ogni grado sopra i 75 °F, sottrarre 2 lbs/in per ogni grado sotto i 75 °F).

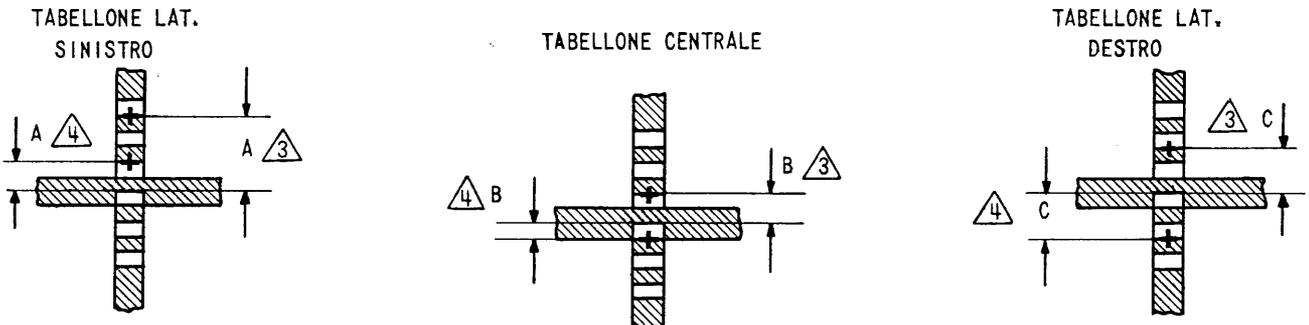
y. Rimuovere la spina di bloccaggio dal fulcro di azimut dell'antenna.

z. Spostare manualmente l'antenna di 30° a sinistra e a destra in modo da intersecare i riferimenti dei tabelloni laterali. Se è necessaria una regolazione effettuare le operazioni seguenti:

aa. Allentare le tre viti in corrispondenza dei punti D, E ed F indicati in fig. 9-6.



	LETTURA SU TABELLONE SIN.	LETTURA SU TABELLONE CENTR.	LETTURA SU TABELLONE DESTRO	NOTE
1° ESEMPIO	A = 0,75 m. RAD.	B = 0,25 m. RAD.	C = 0,5 m. RAD.	TUTTE LE LETTURE SONO INFERIORI A 1 m. RAD. L'ANTENNA NON RICHIEDE IL RIALLINEAMENTO
2° ESEMPIO	A = 0,25 m. RAD.	B = 0,5 m. RAD.	C = 0 m. RAD.	LA SOMMA DELLE LETTURE A+B, IN DIREZIONE OPPOSTA E' INFERIORE A 1 m. RAD. L'ANTENNA NON RICHIEDE IL RIALLINEAMENTO



	LETTURA SU TABELLONE SIN.	LETTURA SU TABELLONE CENTR.	LETTURA SU TABELLONE DESTRO	NOTE
3° ESEMPIO	A = 1,25 m. RAD.	B = 0,5 m. RAD.	C = 0,75 m. RAD.	LA LETTURA SUL TABELLONE SINISTRO E' MAGGIORE DI 1 m. RAD. L'ANTENNA RICHIEDE IL RIALLINEAMENTO
4° ESEMPIO	A = 0,5 m. RAD.	B = 0,25 m. RAD.	C = 0,75 m. RAD.	LA SOMMA DELLE LETTURE A+C, IN DIREZIONE OPPOSTA E' SUPERIORE A 1 m. RAD. L'ANTENNA RICHIEDE IL RIALLINEAMENTO

Fig. 9-5. Esempi di valutazione delle letture sui tabelloni di collimazione dell'antenna radar.

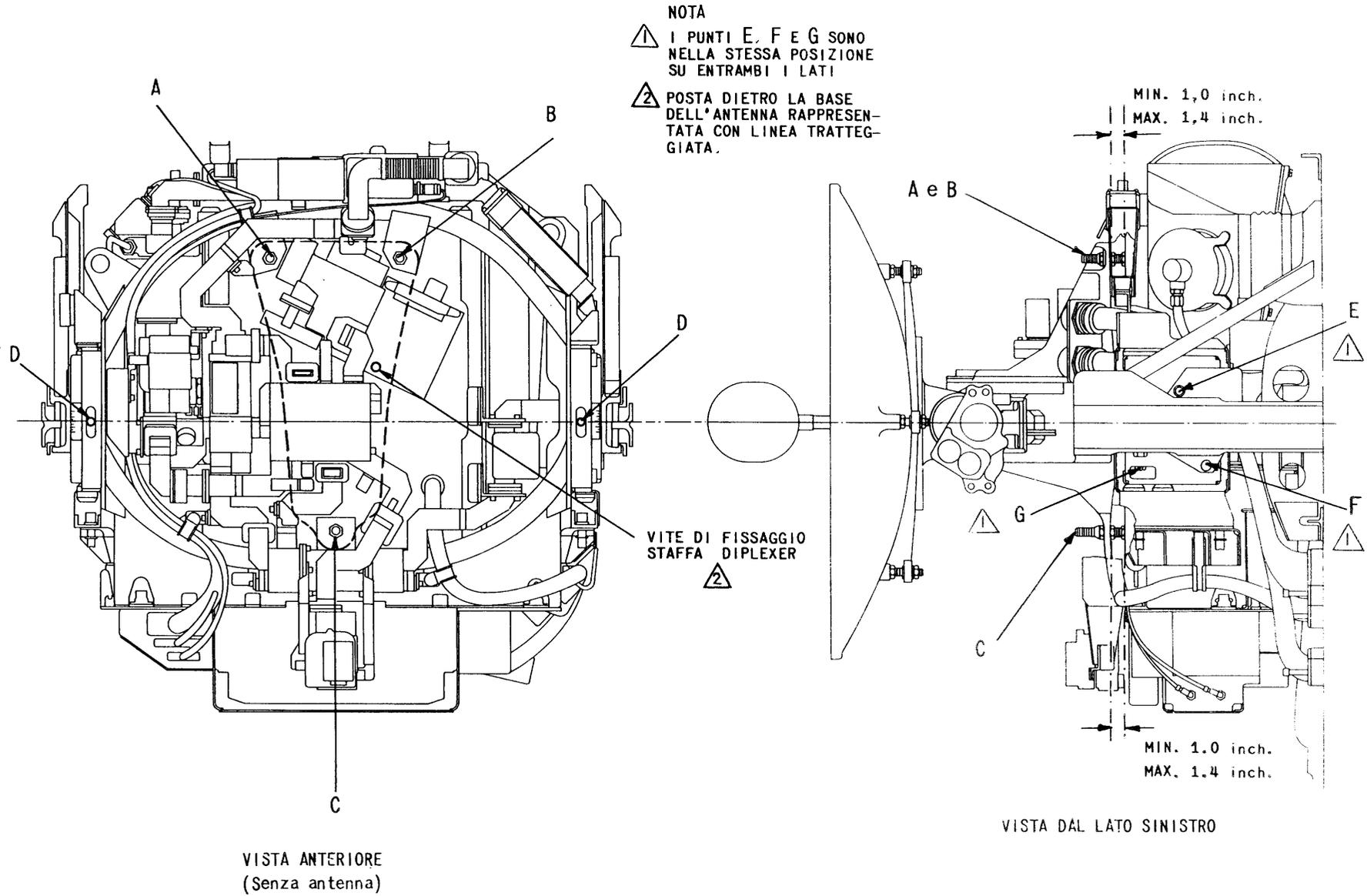


Fig. 9-6. Regolazione per la collimazione dell'antenna radar.

ab. Ruotare i due bulloni di regolazione in corrispondenza dei punti G indicati in fig. 9-6, fino a che il sistema è livellato in accordo con i riferimenti dei tre tabelloni.

Nota

Durante e dopo la regolazione la somma delle scale di inclinazione trasversale (ROLL) sul lato sinistro e destro dell'antenna deve essere uguale a zero.

ac. Serrare le viti in corrispondenza dei punti D, E e F con una coppia di 90 in lbs.

ad. Effettuare una nuova verifica secondo le procedure dal punto *l.* al punto *p.* Se tutte le letture sono entro le tolleranze di 1 milliradiante, prescritte al punto *q.*, la regolazione è completa.

ae. Se le letture non sono entro le tolleranze di 1 milliradiante ripetere le operazioni dal punto *t.* al punto *ac.* fino a quando non è più necessaria alcuna regolazione.

af. Serrare la vite di cui all'operazione *v.*

ag. Rimuovere dall'antenna il cannocchiale e il relativo adattatore.

ah. Rimuovere le spine di bloccaggio in azimut e in elevazione degli snodi dell'antenna.

ai. Se deve essere controllato l'allineamento radar/collimatore ottico con il pulsante TEST OPTICAL BORESIGHT procedere con il paragrafo 9-18.

aj. Reinstallare il radome (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A Riservatissimo).

9-18. VERIFICA DEL FUNZIONAMENTO DEL PULSANTE DI PROVA COLLIMAZIONE TEST OPTICAL BORESIGHT. Procedere come segue:

ATTENZIONE

Assicurarsi che tutte le spine di sicurezza dell'armamento siano inserite.

a. Tramite il banco aria raffreddamento apparati, raffreddare gli equipaggiamenti elettronici radar di prua e quelli posti nel comparto elettronico. Collegare l'alimentazione elettrica esterna al velivolo e fornire alimentazione elettrica come descritto nel paragrafo 9-13, punti da *b.* a *i.*

b. Sul quadretto di controllo OPTICAL SIGHT posto in abitacolo posizionare l'interruttore NORM/OFF/MAN su NORM. Regolare il comando luminosità del reticolo RETICLE LIGHT fino a quando l'intensità della luminosità del reticolo sul vetro dicroico non sia quella desiderata.

c. Sul quadretto armamento posizionare il selettore AIM9/MRAAM/SAFE su AIM9. Verificare che si illumini la lampadina SLAVE. Nel caso si illumini la lampadina BRST, premere il pulsante SLAVE/BRST e controllare che si illumini la lampadina SLAVE.

d. Premere il pulsante OPTICAL SIGHT TEST posto sul pannello laterale destro dell'abitacolo e verificare che il reticolo di puntamento si sposti di circa 45 milliradiani in alto e 45 milliradiani a destra.

e. Posizionare il selettore MODE SELECT posto sul quadretto di comando radar su A/A.

f. Sul quadretto di controllo calibrazione dell'amplificatore elettronico di controllo SSECA posizionare i comandi come segue:

ANT su HC

MARKS su ON

FUNCTION SELECTOR su ACC

TEST SELECTOR su 7.

(Disinserire l'interruttore automatico ANT DISABLE. Inserire le spine di bloccaggio dell'antenna in posizione boresight (0° Az ed El)).

g. Agganciare una qualsiasi marca di distanza.

h. Sull'indicatore radar verificare la presenza della presentazione di attacco AIM9L SLAVE (fare riferimento alla Sez. V del presente manuale) con il punto steering dot centrato. Nel centro ottico del vetro dicroico compare il reticolo di puntamento.

i. Premere il pulsante OPTICAL TEST BORESIGHT posto sul cruscotto inferiore e verificare che la posizione del punto di mira (pipper) del reticolo non vari di un valore superiore alle dimensioni del punto di mira stesso. In caso contrario ripetere la procedura per la collimazione del collimatore ottico (vedere paragrafo 9-13).

j. Rimuovere le spine di bloccaggio dell'antenna.

k. Sul quadretto di controllo calibrazione dell'amplificatore elettronico di controllo SSECA inserire l'interruttore automatico ANT DISABLE.

l. Sul quadretto di controllo calibrazione dell'amplificatore elettronico di controllo SSECA regolare lentamente i comandi AZ ed EL HAND CONTROL e verificare che:

1. Sull'indicatore radar il punto steering dot deve seguire lo spostamento dell'antenna.

2. Sul vetro dicroico il reticolo deve seguire lo spostamento dell'antenna.

m. Premere il pulsante OPTICAL TEST BORESIGHT e verificare che la posizione del punto di mira (pipper) non vari.

n. Sul quadretto armamento posizionare il selettore AIM9/MRAAM/SAFE su SAFE. Sul quadretto di controllo OPTICAL SIGHT posizionare l'interruttore NORM/OFF/MAN su OFF.

o. Sul quadretto di controllo calibrazione dell'amplificatore elettronico di controllo SSECA posizionare i comandi come segue:

ANT su NORM

MARKS su OFF

FUNCTION SELECTOR su OFF

TEST SELECTOR su OFF.

p. Chiudere lo sportellino del quadretto di controllo calibrazione dell'amplificatore elettronico di controllo SSECA e verificare che la lampadina gialla sulla sommità della SSECA si accenda. Portare il selettore MODE SELECT del quadretto di comando radar su OFF.

AVVERTENZA

Non scollegare l'aria di raffreddamento per almeno 5 minuti dopo aver disinserito il radar. Gli apparati elettronici si surriscaldano se l'aria viene scollegata al momento della disinserzione del radar.

r. Scollegare dal velivolo l'alimentazione elettrica esterna e l'aria di raffreddamento.

ATTENZIONE

Quando il rifornimento e la manutenzione del velivolo sono terminate, è imperativo che a bordo sia ripristinata la configurazione di volo. Sportelli e pannelli di ispezione lenti o apparati di prova e utensili dimenticati sul velivolo possono provocare incidenti mortali.

s. Installare il radome (fare riferimento al manuale AER.1F-104S/ASAM-2-12A Riservatissimo)

t. Riportare in configurazione di volo il velivolo.

SEZIONE X

**IMPIANTO DI PRESSURIZZAZIONE
APPARATI RADAR DI PRUA**

Le informazioni relative all'impianto di pressurizzazione apparati radar di prua sono riportate nel manuale AER.1F-104S/ASAM-2-4 IMPIANTO PNEUMATICO.

INDICE ALFABETICO

A	Pag.		Pag.
Adattatori		Contenitori apparati	2-19
Descrizione	6-8	Contenitori degli apparati elettronici	
Alimentazione dell'impianto (lancio missili		Regolazione delle maniglie	2-30
AIM-9L)	6-19	D	
Apparecchiature del comparto elettronico ...	2-3	Dati sui collegamenti elettrici	2-21
Manutenzione	2-29	Deviatore FIRING OVERRIDE GROUND	
Area per la collimazione	9-2	TEST	6-1
Armamento, informazioni generali		Deviatore LDG GEAR	6-1
Descrizione	2-1	Deviatore NORM/OFF/MAN	5-1
Prove funzionali	2-21	Diodi di blocco	8-4
Eliminazione difetti	2-21	Dispositivo antipulsione	6-13
Manutenzione	2-25	E	
Attrezzatura per la collimazione	9-1	Espulsione carichi esterni, impianto	
B		Descrizione	8-1
Bersaglio	9-2	Manutenzione	8-15
C		Prove funzionali	8-15
Calcolatore di armamento (AC)	3-3,	F	
	5-6	Fermaglio di cortocircuito dell'accenditore	
Calcolatore missili	2-21	del motore a razzo	6-13
Impianto	2-8	G	
Cartucce di espulsione	8-9	Grilletto di sparo	6-1
Circuiti del calcolatore di armamento	5-24	I	
Circuiti elettronici del collimatore ottico	5-7	Impianti collaterali	3-3
Circuito di espulsione di emergenza	8-15	Incastellatura comparto elettronico	
Circuito di espulsione normale	8-10	Manutenzione	2-27
Circuito di espulsione travetti BL75	8-15	Integrazione degli apparati elettronici	2-3
Collegamenti a massa	2-31	Interruttore ARMT & OFF	6-1
Collimatore ottico, impianto	2-8	Interruttore PYLON JETTISON	8-1
Collimatore ottico	5-1	Ispezioni a vista	2-31
Funzionamento	5-7	L	
Manutenzione	5-25	Lampade spia inserimento connettori degli	
Presentazione	5-6	apparati elettronici	2-19
Prova funzionale	5-30	Lanciamissili per AIM-9L	6-7
Regolazioni e controlli	5-32	Lancio missili, impianto	2-3
Collimazione		Lancio missili AIM-9L, impianto	6-1
Descrizione	9-1	Descrizione	6-1
Procedure per la collimazione	9-1	Funzionamento	6-13
Collimazione del collimatore ottico	9-4	Manutenzione	6-19
Collimazione dell'antenna radar	9-6	Prove funzionali	6-19
Comandi del collimatore ottico	5-3	Lubrificazione	2-31
Comandi dell'impianto di puntamento e con-		M	
trollo armamento	3-3	Manopola missile AIM-9 SIG VOL	6-4
Comando depressione reticolo	5-3		
Manutenzione	5-32		
Comando e lancio missili MRAAM, impianto	2-8,		
	3-1		
Complessivo tappo/spina di cortocircuito	6-13		
Condizioni ambientali	2-31		

	Pag.		Pag.
Manutenzione dell'impianto armamento, precauzioni	2-25	Pulsante EXT STORES JETTISON	8-1
Meccanismo di espulsione carichi di estremità alare	8-9	Pulsanti di selezione carichi esterni e lampade di indicazione	6-4, 8-1
Meccanismo di espulsione carichi su travetti BL75	8-9	R	
Meccanismo di espulsione carichi su travetti BL 104	8-9	Radar, impianto	2-8
Meccanismo di espulsione travetti BL75	8-9	Relè dell'impianto di espulsione	8-4
Microinterruttori di segnalazione sgancio	8-4	Relè dell'impianto di lancio missili AIM-9L	6-4
Microinterruttori di sgancio automatico	8-4	Ripristino del velivolo nella configurazione di volo	2-21
Microinterruttori di sicurezza circuiti di espulsione	8-4	S	
Microinterruttori di sicurezza dei circuiti di lancio	6-4	Scatola di giunzione del comparto elettronico	
Missili AIM-7E (SPARROW)	2-3	Manutenzione	2-30
Missili AIM-9L (SIDEWINDER)	2-3, 6-8	Schema a blocchi di interconnessione apparati elettronici	2-14
Missili ASPIDE	2-3	Selettore AIM-9/MRAAM/SAFE	6-4
O		Selettore postazione	6-4
Operazioni di inseguimento	6-13	Sistema comandi di volo	2-14
Operazioni di lancio	6-18	Sistema di controllo armamento	2-1
P		Sistema di controllo e di lancio missili MRAAM	7-1
Postazioni per carichi esterni	2-3	Sistema di controllo umidità e raffreddamento	2-14
Precauzioni durante la manutenzione	2-25	Sistema di navigazione	2-12
Pressurizzazione apparati radar di prua, impianto	10-1	Sistema di puntamento e di controllo armamento	5-1
Procedure di caricamento e scaricamento delle munizioni convenzionali	2-32	Sistema di puntamento e di controllo armamento, informazioni generali	3-1
Procedure per la collimazione	9-1	Sistema di puntamento e di controllo armamento - radar	4-1
Procedure preliminari per la collimazione	9-2	Sistema di radiocomunicazione	2-12
Prove di continuità e di cortocircuito	2-30	Sistema di riconoscimento	2-14
Pulizia	2-31	Descrizione	3-1
Pulsante di espulsione su impugnatura barra di comando	8-1	Sistema elettronico integrato	2-8
		Strutturazione del manuale	2-3
		Supporti antivibranti	2-32