



Presenta:

AERMACCHI

MB339



di

Steve "Snap On"

Copyright © 2009 www.ilvolo.it

E' vietato riprodurre totalmente o parzialmente il contenuto di questo articolo senza l'autorizzazione dell'autore.

Introduzione dell'autore

Oltre all'entusiasmo che si prova nel ricordare le vicende e i fatti che ci hanno visto coinvolgere professionalmente per diversi anni, è molto difficile presentare un approfondimento che riguarda un aeroplano, soprattutto se questo aeroplano è stato per alcuni anni il soggetto principale del proprio lavoro.

La prima parte di questo breve lavoro consiste nella descrizione cronologica del velivolo MB339 progettato dall'Ingegnere Bazzocchi, analizzando la sua evoluzione a partire dal progetto dell'MB326. La seconda parte riguarda una presentazione tecnica del velivolo: verranno illustrate nei dettagli le principali caratteristiche tecniche, funzionali ed operative di tutti gli impianti e sistemi di bordo, con l'ausilio di schemi funzionali, di numerose foto di dettaglio e disegni illustrativi. Questa descrizione tecnica permette, sia agli appassionati che ai semplici lettori di apprezzare e comprendere le principali filosofie di funzionamento degli impianti di cui è dotato un velivolo militare moderno. L'ultima parte è probabilmente la meno scientifica ma sicuramente non sarà meno interessante delle altre sezioni dell'approfondimento. Si tratta di un dettagliato racconto che descrive la storia di un "volo officina" di un velivolo MB339A. Ho riportato le descrizioni, le prove e le osservazioni che i piloti collaudatori e i tecnici di volo eseguono per verificare e controllare che un velivolo di nuova costruzione risponda ai parametri operativi e funzionali previsti di progetto.

Mi auguro vivamente che anche questo articolo di approfondimento risulti interessante e permetta a tutti gli appassionati di scoprire qualcosa in più su questo velivolo che è molto conosciuto dal pubblico soprattutto perché è l'aeroplano delle Frece Tricolori!

PRIMA PARTE

Premessa

E' certamente uno degli aeroplani italiani più familiari e conosciuti dal grande pubblico, poiché da molti anni è il velivolo sul quale la Pattuglia Acrobatica Nazionale, le famose Frece Tricolori, si esibisce in Italia e all'estero. Naturalmente stiamo parlando dell'Aermacchi MB339.

Pochi però conoscono le origini, la storia, l'evoluzione tecnica e l'impiego operativo di questo piccolo aviogetto, non solo nei reparti della nostra Aeronautica Militare, ma anche di altre forze aeree. Questo approfondimento nasce dal desiderio di presentare una storia dettagliata di come è nato questo fortunato velivolo che, dopo oltre 30 anni dal primo volo, è ancora in produzione.



Il prototipo dell'MB339 al termine del "first flight"

Nel mondo dell'aviazione il nome dell'Aeronautica Macchi è strettamente legato alle grandi imprese sportive degli idrocorsa degli anni venti e trenta e alla produzione di alcuni tra i migliori caccia italiani del secondo conflitto mondiale. Il modello MB-339 è l'ultimo della serie che nella sigla riporta le iniziali dell'ingegner Ermanno Bazzocchi. Il capostipite della famiglia, il modello MB-326, nacque verso la metà degli anni cinquanta. Fino ad allora la Macchi, intuendo il grande potenziale di mercato nel settore degli aerei da addestramento, aveva dedicato la maggior parte delle sue risorse allo studio e alla produzione di macchine da destinare a questo specifico impiego.

La storia

Dopo gli eventi bellici della seconda guerra mondiale, la società varesina riprese lentamente le attività di riparazione e revisione di velivoli e si dedicò alla costruzione di motocarri e motocicli, mentre l'ufficio tecnico riprese il lavoro di studio e la progettazione di nuovi modelli di aerei.



Il primo prototipo dell'MB308 esposto recentemente al museo di Volandia

Il primo velivolo realizzato fu l'MB308, denominato Macchino, un biposto a posti affiancati di costruzione completamente lignea che fu adottato dall'Aeronautica Militare Italiana e anche da molte scuole dei rinati Aeroclub. Il velivolo ebbe anche un discreto successo di vendita all'estero, soprattutto in America Latina dove venne costruito su licenza in Argentina

Nel 1950 l'azienda iniziò a costruire, su licenza dell'olandese Fokker, il modello S.11 Instructor che venne denominato Macchi M416, mentre nel 1952 veniva realizzato lo sfortunato monoplano a pistoni MB-323 che, progettato e offerto quale alternativa al North American T-6, restò solamente allo stadio di prototipo volante.



Un Fokker-Macchi M416 restaurato e ancora volante in Olanda



L'unico esemplare dell'MB323 è conservato presso il Museo Storico dell'AMI di Vigna di Valle.

Nonostante questo insuccesso, il passo successivo fu lo sviluppo di un addestratore con motore a reazione, il cui progetto venne presentato ufficialmente nel marzo 1954. L'industria varesina proponeva un piccolo jet in configurazione biposto in tandem, da destinare ai primi due periodi di istruzione al volo, quello iniziale e quello basilico. Nell'aprile 1956 il programma fu approvato dal Ministero della Difesa e la Macchi ricevette un ordine per la costruzione di due prototipi. Il primo di questi volò il 10

dicembre 1957, pilotato dal capo collaudatore dell'Aeronautica Macchi, il Comandante Guido Carestiato. Al termine del ciclo iniziale di valutazioni, nel novembre 1958, i prototipi passarono al Reparto Sperimentale di Volo di Pratica di Mare, dove fu avviata la fase dei collaudi operativi. Questo periodo sperimentale durò fino al 1960, quando l'Aeronautica Militare definì una commessa iniziale per 100 velivoli di produzione. Il primo corso di addestramento con gli MB-326 ebbe inizio nel marzo del 1962.



Uno dei MB326E conservati presso il Museo Storico dell'AMI a Vigna di Valle.

Nel frattempo l'aereo aveva conquistato numerosi primati mondiali di velocità in circuito e di salita omologati dalla FAI, e la Macchi aveva trovato nuovi acquirenti per il suo velivolo. Il primo ed unico cliente civile dopo l'Aeronautica Militare, fu la compagnia di bandiera italiana, l'Alitalia. La compagnia nel febbraio 1963 acquistò quattro MB-326 nella versione designata ufficialmente "D" per la sua scuola di volo civile a Brindisi.



Uno dei quattro esemplari dell'MB326D in carico alla scuola di volo dell'Alitalia a Brindisi nel 1965

Due anni dopo arrivò la prima delle numerose commesse estere: la Tunisia, dopo aver valutato un esemplare della versione B, dotato di armamento fisso (due mitragliatrici da 7.62 mm in pod semifissi subalari) e di caduta (400 kg in quattro piloni alari), ordinò otto velivoli. Un'altra nazione africana, il Ghana, acquistò nove MB-326F, macchine simili a quelle della variante precedente, ma dotate di

avionica più sofisticata, maggiore capacità di carburante grazie a serbatoi d'estremità di maggiori dimensioni e un sistema di estinzione automatica nel vano motore.

Dagli MB-326B fu quindi derivata un'ulteriore versione, la "E", sviluppata per le esigenze dell'Aeronautica Militare Italiana, che ne richiese 16 esemplari in due differenti lotti di produzione. Fu nel 1965 che la Macchi registrò i primi risultati di rilievo nelle vendite: vennero perfezionati gli accordi commerciali con il Sud Africa e con l'Australia per l'avvio della produzione su licenza dell'MB-326.

Il Sudafrica scelse la versione M – che stava per “migliorata” - modificata e irrobustita rispetto alle versioni precedenti, e dotata di un motore Rolls Royce Viper leggermente più performante e con sostanziali modifiche agli impianti di comunicazione e di radionavigazione.

I velivoli furono denominati Impala Mk.I e ne vennero costruiti in oltre 300 esemplari dalla società Atlas Aircraft Corporation di Joannesburg.



Un Atlas Impala I dismesso dall'Aeronautica Sudafricana e ora di proprietà di un collezionista

L'Australia, invece, decise per un lotto di 73 MB-326H, con strumentazione di bordo aggiornata e motore di maggiore potenza, 61 dei quali furono costruiti su licenza dalla Commonwealth Aircraft Corporation (CAC) di Canberra.



Un velivolo MB326 H della pattuglia acrobatica australiana "Roulettes"

La versione successiva, l'MB-326G del 1967, era caratterizzata dall'adozione di un nuovo turbogetto della famiglia Viper, il Model 540 da 1.540 kg di spinta e da un sensibile aumento della portata dei carichi esterni. Il primo ordine per questa versione venne dall'Argentina con 12 velivoli nella sottoserie GB dotata di avionica semplificata. In particolare della versione "GC", la Força Aerea Brasileira richiese 112 velivoli, che in Brasile vennero designati AT-26 Xavante, da costruire su licenza negli stabilimenti Embraer di San José do Campos.



Un Embraer AT-26 Xavante in decollo

Seguirono quindi commesse da altri paesi dell'Africa: lo Zaire - l'attuale Congo - ordinò 17 esemplari e l'aeronautica dello Zambia ordinò altri 18 velivoli, tutti esemplari della versione GB.

L'ultima variante realizzata fu la versione MB-326K. Portata in volo il 22 agosto 1970 sempre dal Comandante Guido Carestiatto, questa versione fu sviluppata per ottimizzare il potenziale bellico della macchina. Il velivolo era realizzato in configurazione monoposto e, pur destinato all'addestramento operativo, poteva essere impiegato nell'appoggio tattico. Le caratteristiche principali della versione "K" riguardano l'installazione di un turbogetto Rolls Royce Viper 632-43 da 1815 Kg di spinta, una struttura rinforzata, la maggiore dotazione di carburante che garantisce un'aumento dell'autonomia e l'armamento fisso basato sull'adozione di due cannoni automatici ADEN o DEFA da 30mm.



Il prototipo dell'MB326K presentato al salone aeronautico di Farnborough nel 1972

Questa versione monoposto suscitò un notevole interesse da parte delle aeronautiche di alcuni paesi esteri come il Dubai, la Tunisia, lo Zaire e il Ghana, che confermarono in seguito l'ordine di acquisto assieme alla versione biposto denominata MB-326L. Lo stesso Sudafrica nel 1975 rinnovò la licenza di costruzione che venne ancora affidata alla Atlas Aircraft Corporation. La versione monoposto sudafricana differiva principalmente per la motorizzazione che prevedeva l'installazione di un turbogetto Viper della serie 540 al posto della versione 632. Il velivolo venne denominato Impala Mk.2 e fu costruito in oltre 100 unità. In tutto, la produzione dell'MB-326 totalizzò oltre 800 esemplari.

Lo sviluppo nell'MB339

Verso la metà degli anni Settanta in Macchi si decise di sviluppare un più moderno successore del 326 e il nuovo progetto venne denominato MB-339. Questo modello, pur conservando l'impostazione di base del precedente, ne rappresentava una significativa evoluzione.



Il prototipo del MB339 con le marche civili I-NOVE

Il primo dei due prototipi del MB339 fu portato in volo il 12 agosto 1976 dal Comandante Franco Bonazzi mentre il secondo volò solo il 20 maggio dell'anno seguente. Un terzo esemplare venne assemblato per le prove statiche e di fatica. Il nuovo aereo della Macchi era già stato ordinato dall'Aeronautica Militare per l'addestramento basico avanzato e il primo esemplare di produzione del MB-339A ebbe il battesimo dell'aria il 20 luglio 1978. Poco più di un anno dopo, l'8 agosto 1979 i primi due aerei del lotto di 100 esemplari richiesto dall'AMI, giunsero per le prove di valutazione al Reparto Sperimentale di Volo di Pratica di Mare. Le consegne ebbero inizio nel febbraio 1981 al 14° Stormo di Pratica di Mare che iniziò ad utilizzare i velivoli nella funzione di velivoli Radiomisure. Nell'aprile del 1981 gli MB-339A iniziarono l'attività presso la SVBAA (Scuola Volo Basico Avanzato Aviogetti) a Lecce-Galatina. L'anno seguente venne deciso di riequipaggiare il 313° Gruppo AA, la Pattuglia Acrobatica Nazionale delle Frece Tricolori con un'apposita versione dell'aereo, denominata MB339PAN, in sostituzione dell'ormai vetusto Fiat G-91.



Un MB339PAN in manutenzione presso il Centro di manutenzione del 313° Gruppo AA di Rivolto

Il primo velivolo della versione PAN, non era un aereo nuovo ma uno dei primi esemplari della preserie costruttiva e, a parte l'installazione degli impianti fumogeni e dei relativi serbatoi, il velivolo era sostanzialmente identico alla variante di serie e ne conservava tutte le caratteristiche operative. L'ordinativo dell'Aeronautica Militare aveva assicurato il successo di base al nuovo aereo e la risposta del mercato internazionale non si fece attendere molto. Il primo cliente fu l'Argentina che, nel 1980, ordinò dieci esemplari dell'MB-339A da destinare all'Aviazione della Marina. Nel 1982 cinque di questi velivoli vennero impiegati come assaltatori nel conflitto delle Falkland-Malvinas. Seguirono il Perù con sedici MB-339A consegnati a partire dal settembre 1981 e utilizzati sia come addestratori che per operazioni di supporto tattico, la Malesia con 13 esemplari, la Nigeria e il Ghana rispettivamente con 12 e 4 velivoli e Dubai, che in tre ordini successivi, ricevette in totale 6 esemplari.



Uno dei velivoli MB339A dell'Armada Argentina recuperato alle Falkland-Malvinas ed esposto presso il museo della Royal Navy di Yeovilton.



MB339A della Fuerza Aerea del Perú sulla linea di volo a Las Palmas



L'ultimo velivolo MB339A consegnato all'Aeronautica della Malaysia



Uno dei velivoli operanti con l'aeronautica di Dubai

La variante successiva fu l'MB339K monoposto, che volò per la prima volta il 30 maggio 1980. Del predecessore conservava la struttura e la configurazione generale, nonché il motore Rolls Royce Viper 632-43 da 1815 Kg di spinta. Le differenze sostanziali erano nella parte anteriore della fusoliera che ospitava all'interno due cannoni da DEFA 553 da 30 mm, nell'avionica e nell'equipaggiamento di bordo modificati per i nuovi compiti: addestramento operativo, appoggio tattico e attacco al suolo. L'armamento esterno era previsto in 1.800 kg di carico bellico suddiviso su sei piloni alari e prevedeva numerose combinazioni di razzi, bombe, missili e pod con cannoni da 30mm e mitragliatrici. La nuova versione del velivolo venne battezzata Veltro II° in onore del precedente velivolo di costruzione Macchi con lo stesso nome, l'MC205. Il velivolo venne presentato e interessò numerosi paesi, già clienti della versione biposto, ma nessun ordine, a parte la licenza di costruzione affidata al Perù, venne realizzato.



Il prototipo del MB339K Veltro II con marche civili I-BITE ripreso in atterraggio

Lo sviluppo del velivolo proseguì con la realizzazione di una nuova versione biposto, sostanzialmente modificata nell'avionica e negli impianti denominata MB-339C. Il primo esemplare uscì di fabbrica nell'ottobre 1988 e venne portato in volo il successivo 8 novembre dal Comandante Riccardo Durione. Il primo ordine per 18 esemplari venne fatto dall'aeronautica militare della Nuova Zelanda nel maggio 1990, con la consegna dei primi esemplari a partire dall'aprile 1991.



Il prototipo della versione MB339C presentato al salone aerospaziale di Farnborough nel 1990

Nella Royal New Zealand Air Force, questi aerei sostituirono gli addestratori di origine britannica Bae 67 Strikemaster. Altri acquirenti di questa versione sono stati l'aeronautica militare dell'Eritrea con 6 unità e, più recentemente, la Malesia con 18 velivoli. Il Venezuela ordinò 8 velivoli, ma l'ordine venne poi cancellato.



Attività operativa dei MB339C dell'Aeronautica Militare Neozelandese.



Uno degli MB339C forniti alle forze aeree dell'Eritrea in fase di collaudo a Venegono. Questi velivoli vennero impiegati nel conflitto contro l'Etiopia.

La variante finale fu la MB-339CD, il cui prototipo volò il 24 aprile 1996. Questa versione era caratterizzata, oltre che dall'adozione di un motore Rolls Royce Viper 680 da 2080 Kg di spinta, da una sostanziale revisione dell'avionica e della cabina di pilotaggio che diventava interamente digitale con tre schermi multifunzione e dotato di due Head-up Display (HUD) per entrambi i piloti.

Questo aggiornamento, oltre ad assicurare maggiore potenzialità nel ruolo di attacco al suolo, ha ulteriormente proiettato in avanti le capacità di addestramento, introducendo il concetto di "leading in flight". Un primo prototipo fu inviato a Pratica di Mare, dove fu avviata la fase dei collaudi operativi. L'Aeronautica Militare italiana ordinò un primo lotto di 15 esemplari, consegnati tra il dicembre 1996 e la primavera 1998. Un ulteriore ordine venne fatto nel 2002 per un secondo lotto di 15 velivoli. In questo caso non si trattava di velivoli completamente nuovi, ma di cellule della versione A con basso numero di ore di volo e di cicli operativi.



Un MB339CD dell'AMI in carico al 36° Stormo di Gioia del Colle nella funzione di intercettore di velivoli "Slow Motion"

Dall'MB-339CD è stata derivata una versione da esportazione, sostanzialmente analoga, caratterizzata dalla sigla FD (Full Digital). Nell'aprile 1997 l'Aermacchi aveva raggiunto il significativo traguardo di 200 velivoli consegnati.

Attualmente la società Aermacchi ha offerto ai clienti che dispongono ancora di velivoli delle versioni iniziali, dei programmi di aggiornamento e di ricondizionamento, in maniera tale da poter permettere al velivolo di poter operare ancora per numerosi anni.



Uno dei pochi MB339PAN che ha già terminato la sua carriera è stato donato dall'AMI al museo della portaerei Intrepid di New York.



Un altro MB339PAN che opera adesso presso la 651°Squadriglia Collegamenti di Istrana

SECONDA PARTE

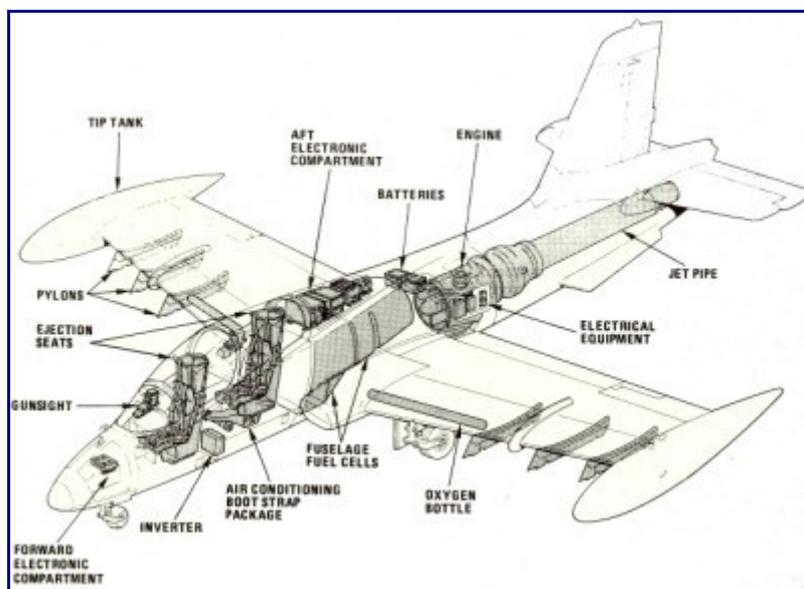
Descrizione Tecnica del velivolo MB339A

Questa sezione contiene una sommaria descrizione delle caratteristiche costruttive e degli impianti e sistemi di bordo del velivolo Aermacchi MB339A. Il disegno e l'integrazione di questi sistemi riflettono in massima parte la costruzione, la filosofia e l'esperienza ottenuta con la famiglia dei velivoli MB326.



Velivoli MB339A della Fuerza Aerea del Peru' in manutenzione

Sul velivolo MB339A sono state migliorate tutte le caratteristiche di mantenibilità e di logistica ottenendo una facilità di accesso per la manutenzione e le operazioni di servizio che permette di effettuare oltre il 95% delle operazioni di sostituzione dei componenti ed apparati a livello del terreno.



Disposizione generale dei principali impianti del velivolo Aermacchi MB339A

Descrizione generale della struttura della fusoliera

La struttura base del velivolo Mb339 può essere divisa in tre sezioni principali: la fusoliera, le ali e gli impennaggi. Differenti tipi di leghe di alluminio e di acciaio sono ampiamente utilizzate in tutta la struttura. L'uso di leghe contenenti magnesio è stata ridotta al minimo e non è stato utilizzato in parti strutturali. L'intera struttura del velivolo ha subito un trattamento contro la corrosione.

Sezione anteriore di fusoliera (Fwd Fuselage Section)

La sezione anteriore della fusoliera è l'area compresa tra la paratia (Frame) anteriore, sulla quale è posizionata l'ogiva del musetto (Nose Cone), e la paratia principale posteriore, sulla quale sono posizionati gli attacchi principali del motore. La struttura consiste principalmente in ordinate con sezione a C collegate fra loro da quattro longheroni anch'essi con sezione a C, numerosi rinforzi longitudinali con sezione ad L e i pannelli del rivestimento. L'area del muso è separata dalla cabina di pilotaggio da una paratia pressurizzata; si tratta di una struttura tronco-conica divisa in due compartimenti: il compartimento inferiore è l'area che ospita il vano del carrello anteriore, mentre il compartimento superiore, accessibile attraverso due portelli ospita il vano avionico anteriore. La porzione di fusoliera che ospita la cabina di pilotaggio è interamente sigillata ed è composta dai vani per

i sedili dei piloti, il parabrezza e il tettuccio trasparente. Questi ultimi particolari sono realizzati in materiale plastico trasparente. Il parabrezza è realizzato in un pezzo unico in materiale acrilico con uno spessore di 19,5 mm; è collegato alla fusoliera attraverso una struttura di supporto in lega leggera. Il tettuccio è anch'esso realizzato in un pezzo unico in materiale acrilico con uno spessore di 8,0 mm. E' collegato alla fusoliera attraverso una cerniera fissata sul longherone destro. La struttura di supporto del tettuccio ospita lungo il bordo esterno una guarnizione gonfiabile per garantire la pressurizzazione dell'abitacolo.

La cabina si chiude con la paratia pressurizzata posteriore che divide la parte anteriore ancora in due compartimenti: alle spalle della paratia pressurizzata posteriore troviamo la porzione di fusoliera che ospita i serbatoi principali di fusoliera. Il vano motore è situato nell'area che sta dietro il serbatoio principale. Nella parte superiore è realizzato il compartimento avionico posteriore accessibile e ispezionabile attraverso un portello apribile sul lato sinistro della fusoliera. Ai due lati della fusoliera, sono realizzate due baie accessibili attraverso due portelli che ospitano, sul lato destro, il pannello elettrico principale, i GCU con i controlli per la generazione elettrica mentre, sul lato sinistro, si trovano il pannello di controllo dell'impianto idraulico del velivolo. Nella parte inferiore della struttura anteriore di fusoliera, quasi in corrispondenza del centro di gravità del velivolo è posizionato l'aerofreno.

Struttura delle ali (Wings Structures)

Le ali sono in pianta con profilo trapezoidale ed hanno un angolo di rastremazione di 11°. Il profilo alare è ricavato da un serie NACA 64A a flusso laminare. La struttura dell'ala è composta da centine collegate ad un singolo longherone principale e ad un secondo falso longherone che permette al rivestimento di essere completamente resistente alla torsione. Un attacco a pettine realizzato in acciaio permette di collegare la semiala al pianetto centrale di fusoliera tramite due bulloni. Il supporto del carrello principale è posizionato sul longherone principale in corrispondenza dei vani realizzati per ospitare l'intera struttura del carrello stesso e i portelli di chiusura. Le ali incorporano tre attacchi interni per fissare altrettanti piloni esterni dedicati al trasporto di carichi bellici o serbatoi ausiliari di carburante.

Sulla struttura del falso longherone posteriore sono ricavati gli alloggiamenti per gli alettoni e per i flap. All'estremità dell'ala sono realizzati gli attacchi per i serbatoi di carburante d'estremità, questi serbatoi sono di forma ellittica o cilindrica a seconda del profilo di missione richiesto.

I flap sono del tipo "Single-Slotted" e funzionano attraverso un singolo attuatore idraulico situato in fusoliera che aziona una serie di aste di collegamento e di scatole ingranaggi.

Gli alettoni sono servoassistiti idraulicamente attraverso un attuatore che ne garantisce il bilanciamento aerodinamico e possiedono una servo-aletta che riduce lo sforzo di barra in caso di perdita o malfunzionamento del servocomando idraulico.

Serbatoio d'estremità (Tip tanks)

I serbatoi d'estremità sono di due tipi: a sezione ellittica o circolare. Entrambi i modelli sono realizzati in pannelli di lega di alluminio preformati e inchiodati alla struttura interna di ordinate, anch'esse realizzate in lega di alluminio. Tutta la struttura interna è poi resa impermeabile e resistente al carburante mediante sigillatura. Entrambi i tipi di serbatoio dispongono di valvole di sovrappressione e di un sistema di scarico rapido del carburante.

Criterio generale nel progetto della struttura

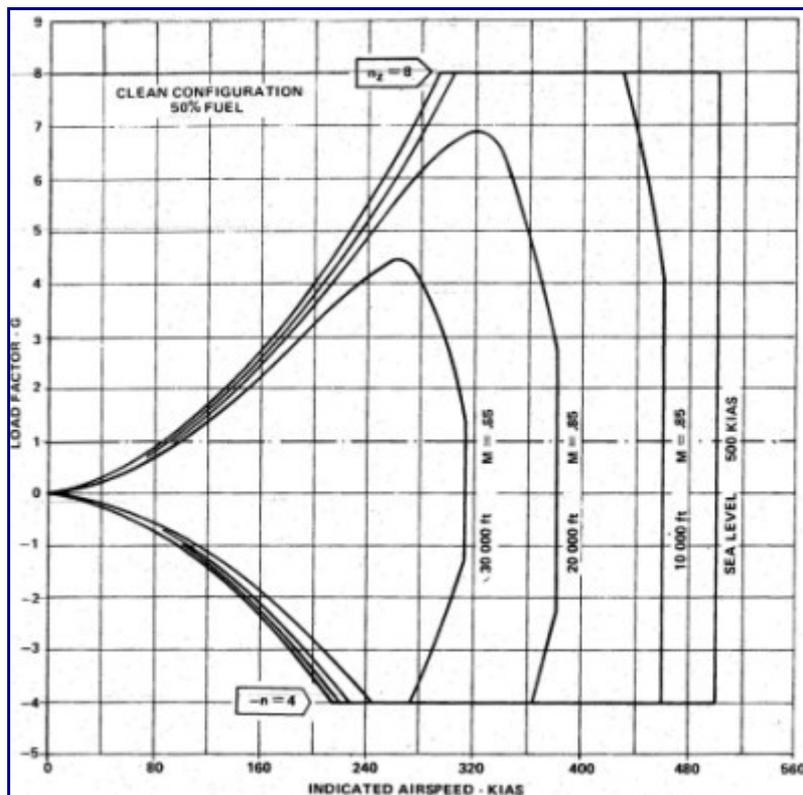
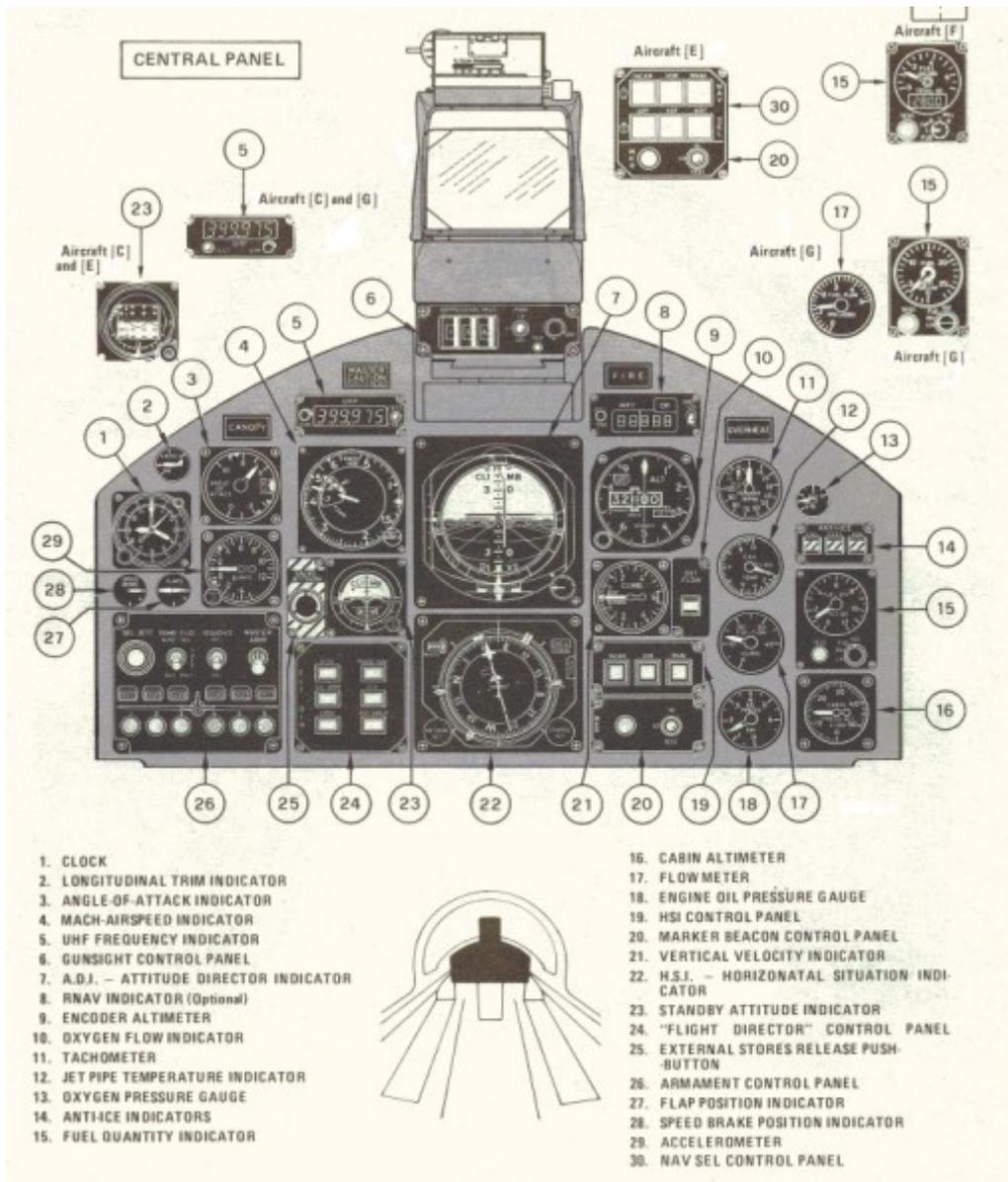


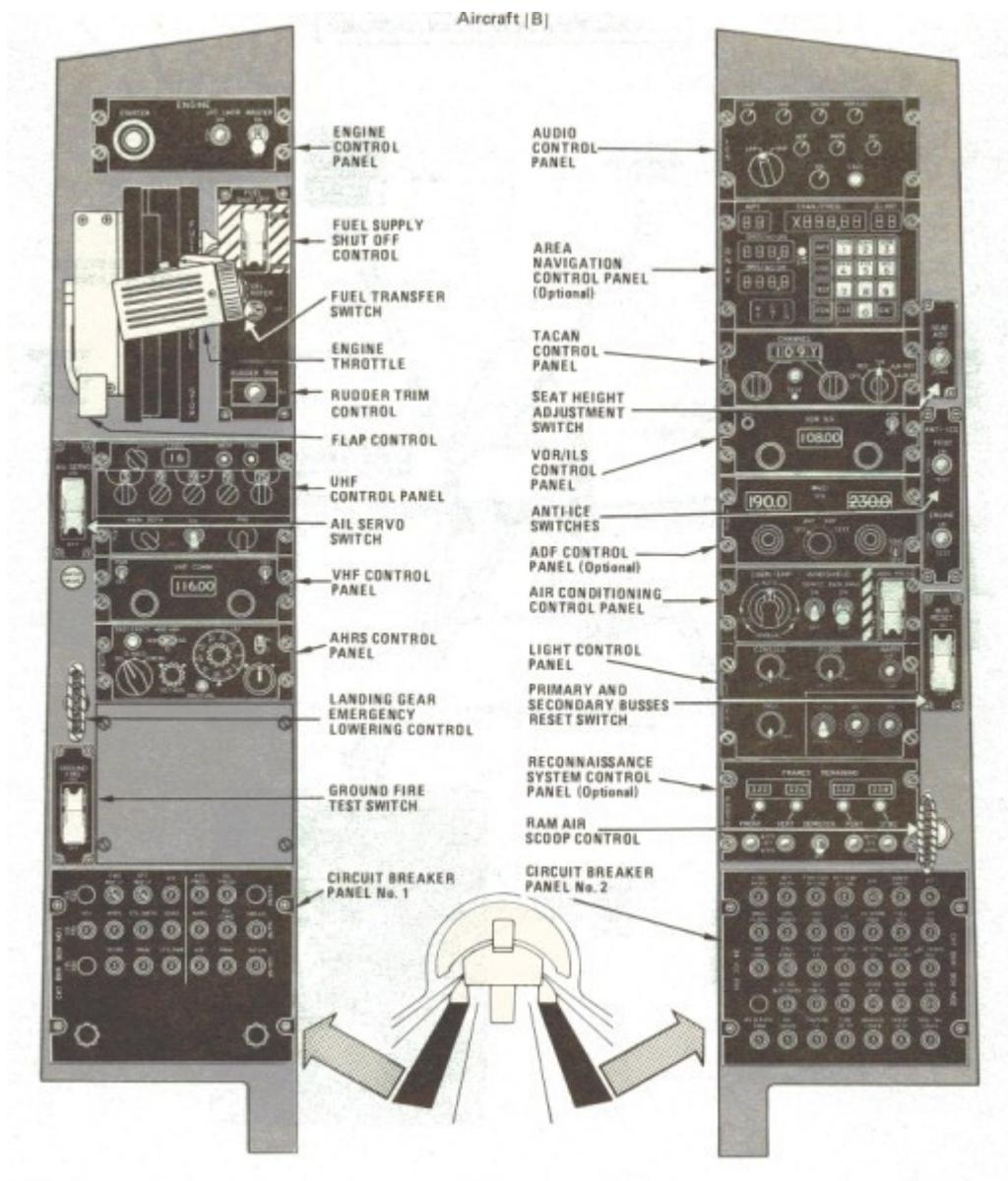
Diagramma di manovra

Il criterio del progetto strutturale del velivolo MB339A è basato essenzialmente sui requisiti della specifica MIL-A-008860. Il velivolo ha un fattore di carico positivo in configurazione pulita di 8 G, mentre il limite di velocità della struttura è di 500 Kias o Mach 0,85. La struttura della cabina è dimensionata per sopportare almeno 40.000 cicli di pressurizzazione. Le caratteristiche di flutter del velivolo MB339A in configurazione pulita, sono assenti per tutto l'involucro di volo. La struttura del velivolo MB339A è progettata per una vita di 7.000 ore di volo e 12.000 atterraggi nella configurazione da attacco al suolo. La versione MB339PAN è invece limitata a 4.500 ore di volo e 9.000 atterraggi. Tutte le parti trasparenti e la struttura di supporto delle stesse sono state calcolate per resistere all'impatto di un volatile con una massa di 0.9 Kg con il velivolo volante ad una velocità di 430 Knots al livello del mare.

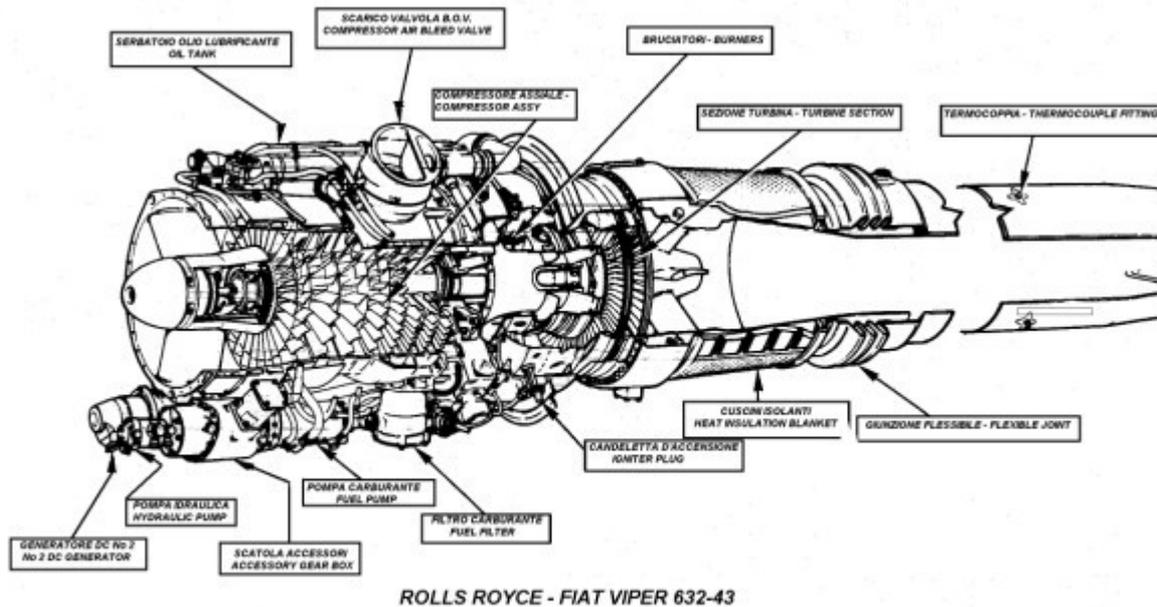
Disposizione generale della strumentazione nel cockpit anteriore



Disposizione generale della strumentazione nelle consolle del cockpit anteriore



Impianto propulsivo



Schema generale dei principali componenti del motore

Il velivolo è equipaggiato con un motore Rolls-Royce FIAT Mark 632-43 montato nel compartimento di fusoliera immediatamente posteriore i serbatoi principali del carburante. Il motore è un'evoluzione della famiglia dei turbogetti Rolls-Royce Viper che iniziò con il modello 11 per proseguire con le serie 500 e 600. Il motore viene alimentato attraverso due prese d'aria posizionate simmetricamente all'attaccatura delle ali con la fusoliera e convergenti verso la parte del compressore attraverso un elemento strutturale di collegamento del flusso. I bordi d'entrata delle prese d'aria e i condotti di ammissioni sono dotati di un impianto antighiaccio alimentato elettricamente. I gas di scarico del motore sono espulsi attraverso un condotto anulare interamente ricoperto di pannelli d'isolamento termico.

Il compartimento motore è diviso in due baie separate da una paratia parafiamma in acciaio montata tra la sezione centrale del motore e la parte "calda" della camera di combustione. Per incrementare la protezione della struttura di fusoliera e mantenere le temperature entro i previsti limiti di sicurezza, sono installate delle prese d'aria di tipo NACA che servono a ventilare il vano motore. I due attacchi motore principali sono situati su ogni lato della sezione centrale di fusoliera e si compongono di due semilune che racchiudono due cuscinetti semisferici ai quali vengono fissati i supporti del motore. Un terzo punto di collegamento è situato sul lato sinistro del motore e viene collegato alla fusoliera tramite un puntone (Push-Rod) registrabile per regolare l'allineamento longitudinale del motore. La spinta del turbogetto e quindi il regime di velocità del motore vengono controllati attraverso una "manetta motore" situata sul lato sinistro di ogni abitacolo. La manetta incorpora anche la funzione di "H.P. Cock". L'avviamento del motore è elettrico attraverso le batterie principali o mediante un gruppo elettrico esterno. Il velivolo è dotato di una serie di strumenti per il controllo delle condizioni e delle prestazioni del motore come un indicatore dei giri motore (Engine N % RPM), un indicatore della temperatura del getto (EGT Temp.), un indicatore del flusso carburante

(F/F Ind.), un indicatore della pressione olio (Eng. Oil Press. Ind.). Il velivolo dispone inoltre di un sistema di controllo e di limitazione della temperatura del getto (JPT Limiter)



Vista laterale del motore Rolls Royce Fiat 632-43 Viper allestito e completo di accessori posizionato sullo stand di manutenzione

Caratteristiche generali del motore

Il motore Rolls Royce FIAT Viper 632-43 è un turbogetto a flusso assiale che permette di avere una spinta statica di 4000 Lbs a livello del mare. A regime militare (102 %) la spinta raggiunge le 4320 Lbs. L'architettura generale del motore è composta da un compressore assiale a otto stadi collegato direttamente ad una turbina a due stadi. L'albero di rotazione sul quale sono installate gli stadi del compressore e della turbina è montato su tre cuscinetti principali.



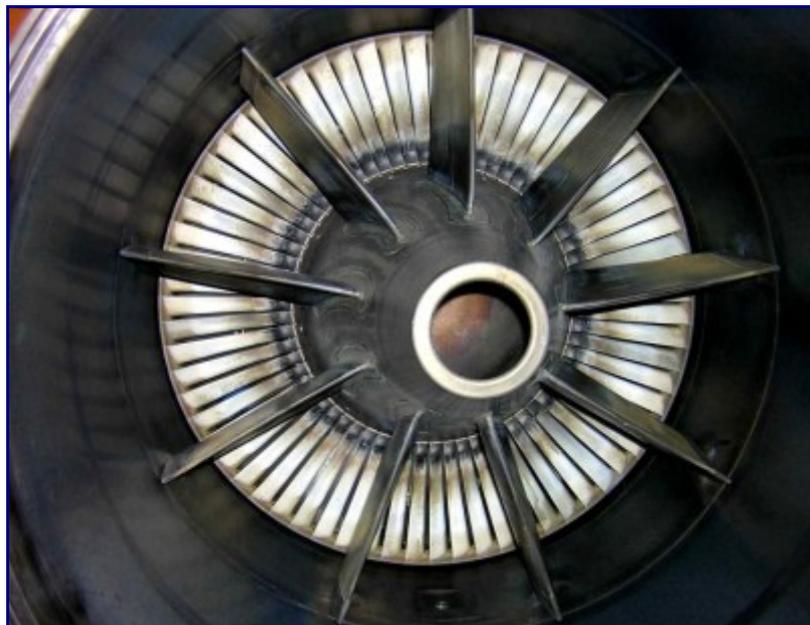
Vista del condotto principale di adduzione dell'aria, la palettatura del primo stadio del compressore assiale e l'alloggiamento del cuscinetto anteriore. Il colore giallo delle palette del compressore è dato dal trattamento anticorrosivo Sermetel

Una camera di combustione di tipo anulare a flusso diretto incorpora 24 iniettori (Burners) che alimentano direttamente la combustione. Il carburante che alimenta gli iniettori è fornito attraverso una pompa a portata variabile che fa parte del sistema di controllo del carburante. Il carburante è atomizzato termicamente e miscelato con aria surriscaldata proveniente dalla sezione del compressore, prima di alimentare gli iniettori. Due candele d'avviamento e sei atomizzatori comandati da una valvola a solenoide sono utilizzati esclusivamente per l'avviamento del motore.

Il sistema di lubrificazione del motore si compone di un serbatoio principale situato sul lato destro del propulsore. Il sistema non prevede alcun radiatore di raffreddamento o valvola di chiusura del circuito. La pompa dell'olio principale provvede alla lubrificazione del cuscinetto anteriore e della scatola accessori. Due pompe secondarie sono montate sul circuito di ritorno della pompa principale e provvedono invece alla lubrificazione del cuscinetto centrale e di quello posteriore.

La presa d'aria del motore, come pure il primo stadio dello statore del compressore, hanno la protezione antighiaccio garantita dall'aria calda spillata dall'ultimo stadio del compressore assiale. La stessa aria è utilizzata per riscaldare l'Air/Fuel Ratio Control (A/FRC) e per le operazioni del sistema pneumatico e di condizionamento del velivolo.

Tutti i componenti del sistema carburante, del sistema di lubrificazione e di trasmissione dei parametri di controllo sono montati nella zona "fredda", la quale è isolata da quella "calda" dalla paratia parafiamma.



Vista della palettatura della turbina di scarico del turbogetto e l'alloggiamento del cuscinetto posteriore del Viper

Limitatore di Temperatura del getto (JPT Limiter System)

Il sistema del JPT Limiter controlla automaticamente il flusso di alimentazione del carburante quando la temperatura massima del getto allo scarico viene raggiunta per prevenire un surriscaldamento del

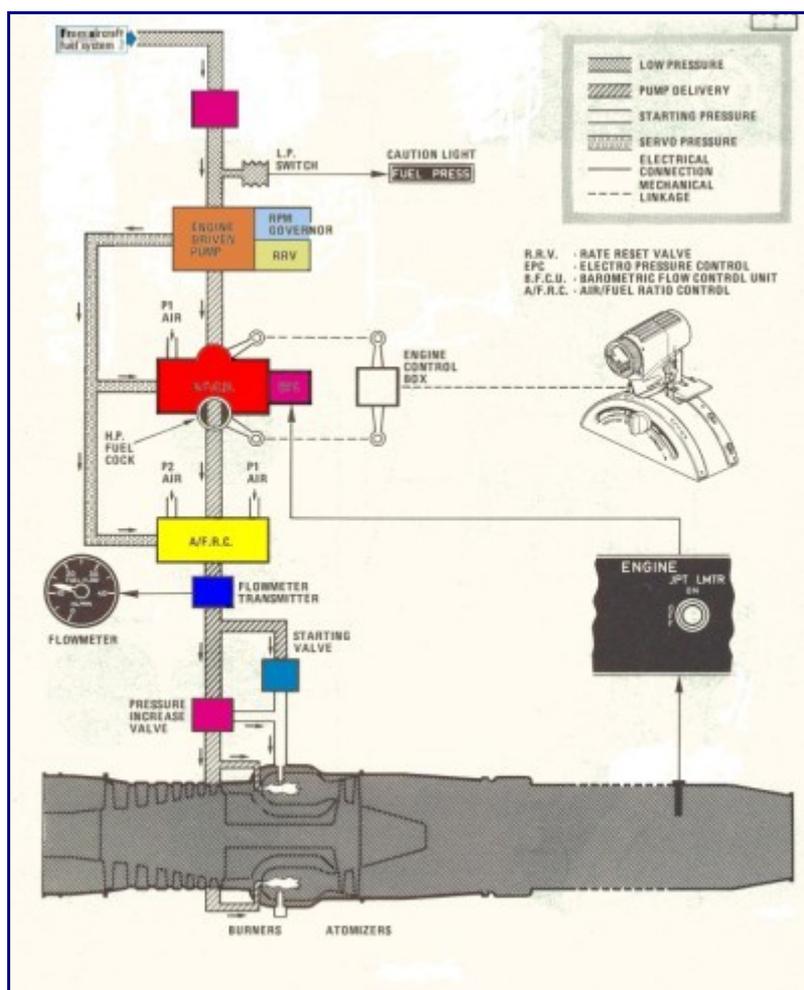
tubo di scarico. Il sistema consiste in quattro termocoppie, un amplificatore di segnale e da un'unità elettromeccanica di controllo definita Electro Pressure Controller (E.P.C.) installata sul motore. Il sistema E.P.C. può essere disattivato dal pilota attraverso l'interruttore guardiolato siglato JPT/FUEL DIP.



Vista della parte posteriore del poppino di un MB339PAN: sono visibili in primo piano le due tubazioni dell'impianto fumogeno e in secondo piano il tubo di scarico del getto. Sono visibili anche le termocoppie del sistema EGT e le sedi dei trimmers di calibrazione della spinta.

Tubo di scarico (Jet Pipe)

Il tubo di scarico rilascia i gas prodotti dalla combustione che generano la spinta. E' realizzato in acciaio resistente alla corrosione ed è interamente ricoperto di cuscini isolanti termicamente. Il tubo del getto è collegato allo scarico del motore attraverso una flangia e dispone di alcuni punti di drenaggio. A circa metà della sua lunghezza sono presenti gli alloggiamenti per le termocoppie per la registrazione dell'EGT. Sulla parte terminale sono installati un numero variabile di "trimmers" per ridurre il diametro dello scarico e permettere una migliore resa del flusso e di conseguenza delle caratteristiche di spinta del motore.



Schema di principio del funzionamento del turbogetto

Sistema di avviamento e accensione (starting systems)

Il sistema di avviamento e accensione è utilizzato per l'avviamento a terra del motore e la sua riaccensione in volo durante la fase di "windmilling". Il sistema consiste principalmente in uno starter-generator, in un relay di avviamento, in una valvola carburante a solenoide, in due scatole di accensione e in due candele d'avviamento. L'avviamento è ottenuto fornendo alimentazione in corrente DC allo starter-generator, il quale permette di far girare il compressore attraverso gli ingranaggi di riduzione della scatola accessori. Lo starter-generator è alimentato a corrente continua 28 Volt DC, 800 Amp attraverso la presa esterna o dalle batterie del velivolo. Nel caso vengano utilizzate le batterie, esse sono automaticamente connesse in serie durante la fase di avviamento. Gli interruttori per la sequenza di avviamento sono raggruppati sulla parte sinistra della consolle dell'abitacolo anteriore. La riaccensione del motore in volo avviene utilizzando il pulsante "RELIGHT" situato su entrambe le manette del motore.

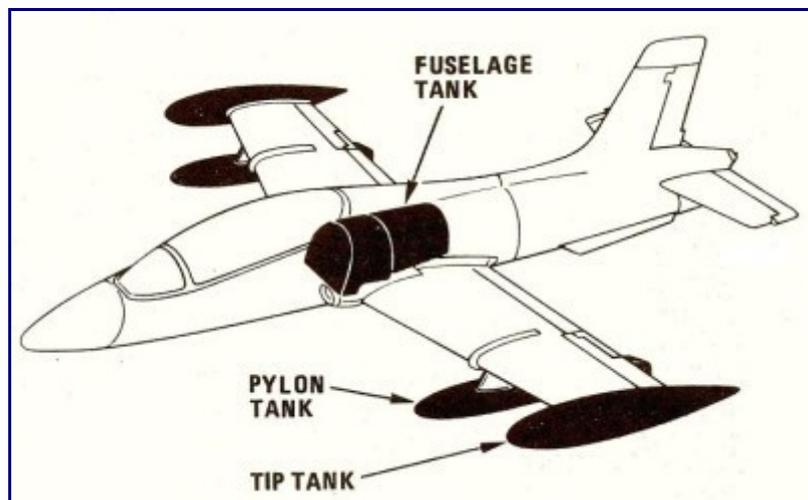
Impianto avviso d'incendio (Fire Detection)

Il vano motore è dotato di un sistema di controllo del surriscaldamento e di avviso d'incendio. Il sistema utilizza un filo a sensore sensibile alle variazioni termiche e si compone di due circuiti (Loop) completamente separati. Un primo circuito è installato nella parte anteriore del compartimento motore e in caso di segnalazione di surriscaldamento attiva la segnalazione luminosa di avviso di colore rosso "FIRE". Il secondo circuito di controllo è situato nella zona posteriore del vano motore e attiva in caso di surriscaldamento della zona, la segnalazione di avviso di colore giallo "OVERHEAT". Il sistema di controllo e avviso d'incendio è basato sui requisiti richiesti dalla specifica MIL- F -7872C.

Sistema di controllo del motore (Engine Controls)

Il sistema di controllo del motore consiste in una manetta motore (Throttle Lever) collegata rigidamente tramite una trasmissione meccanica alle manette motore situate nell'abitacolo. Quindi, tramite una serie di rinvii ed aste, il collegamento viene alla scatola di comando motore (Engine Control Box Unit) e quindi alle leve di comando del sistema di controllo barometrico del flusso di carburante (BFCU) (Barometric Flow Control Unit).

Impianto carburante



Disposizione dei serbatoi carburante

L'impianto carburante del velivolo MB339A consiste in tre serbatoi: un serbatoio principale composto da due celle è installato in fusoliera e due serbatoi d'estremità a sezione ellittica o cilindrica che sono installati nelle estremità delle ali. In aggiunta a questi, due serbatoi esterni sganciabili possono essere installati ai piloni subalari delle stazioni 2 e 5. Il serbatoio principale di fusoliera è composto da due celle in gomma con del materiale plastico schiumoso auto-sigillante di protezione mentre i serbatoi d'estremità sono in metallo a tenuta integrale. La quantità totale di combustibile utilizzabile nel serbatoio di fusoliera è di 1031 litri, mentre il carburante contenuto nei serbatoi cilindrici d'estremità è di 500 litri per ciascuno e ulteriori 850 litri possono essere utilizzati nei serbatoi supplementari

sganciabili. Per effetto della gravità il carburante arriva nella cella anteriore del serbatoio centrale da quella posteriore e tramite un circuito di travaso dai serbatoi d'estremità e dai serbatoi subalari. Dalla cella anteriore del serbatoio principale di fusoliera, il carburante alimenta direttamente il motore tramite una "Booster Pump" alimentata elettricamente. Il rifornimento del velivolo può essere effettuato a pressione attraverso un punto di rifornimento centralizzato situato sul lato sinistro di fusoliera o manualmente a pistola attraverso i tappi situati sulla sommità di ogni serbatoio. I serbatoi subalari possono essere riforniti solo manualmente. In volo la quantità di combustibile contenuta rispettivamente nel serbatoio di fusoliera, nel L.H. Tip Tank, nel R.H. Tip Tank, o la quantità totale (TOT QTY) è indicata al pilota da un singolo indicatore a quadrante posizionato sulla destra del cruscotto.

Sistema di alimentazione del motore (Engine Fuel Feeder)

Il sistema di alimentazione al motore fornisce carburante a bassa pressione al motore. Questo circuito consiste praticamente in una pompa elettrica immersa, un pozzetto di alimentazione per il volo rovescio completo di una sistema di valvole di non ritorno e di una valvola di "Shut-Off" comandata elettricamente.

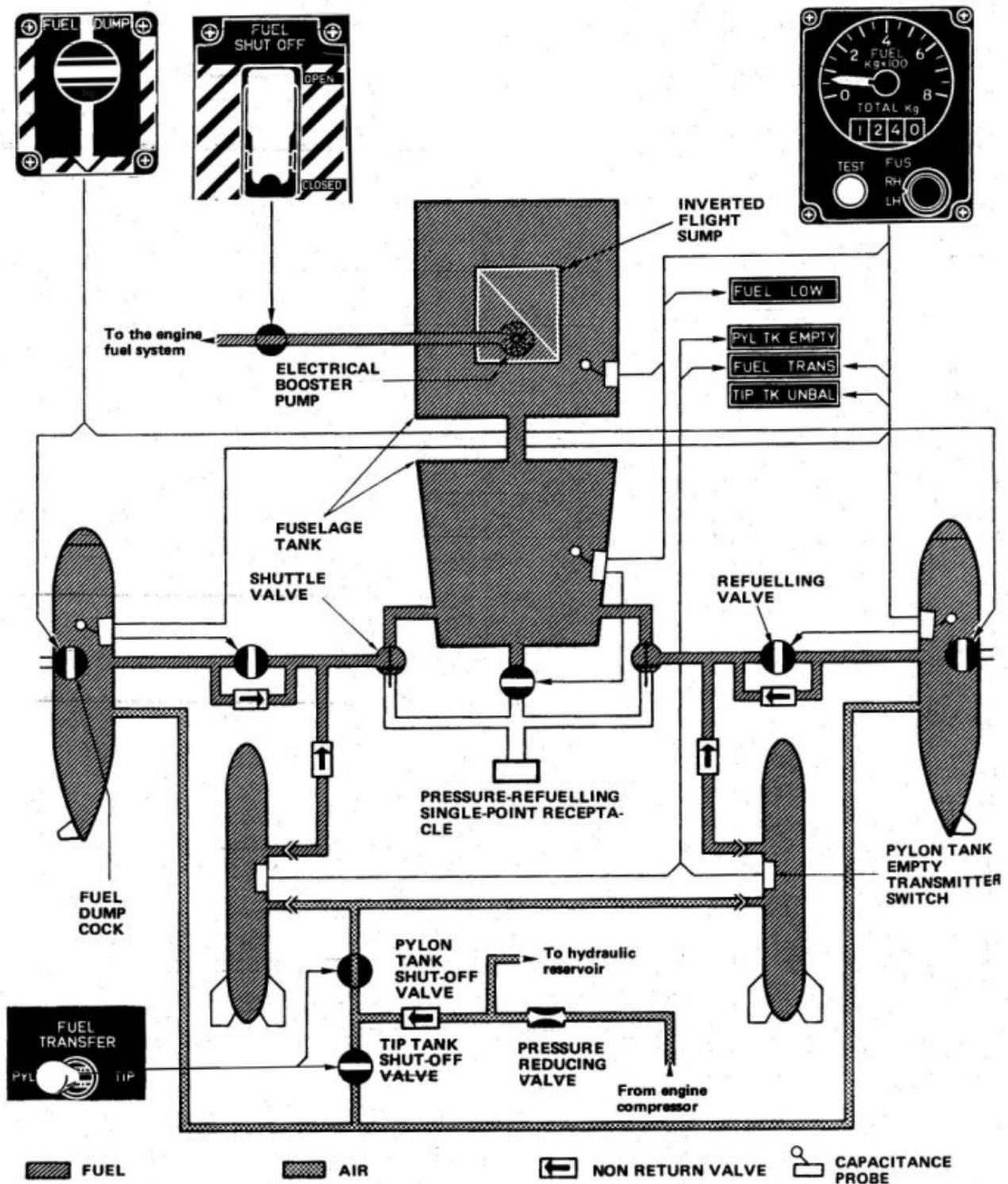
Il funzionamento della "Booster Pump" è controllata dall'interruttore "ENGINE MASTER" posizionato sulla consolle di sinistra dell'abitacolo anteriore. La pressione del carburante in uscita dalla pompa elettrica immersa è di 122.5 kPa (17.8 Psi). Durante il volo rovescio, il pozzetto adibito a questa funzione trattiene una quantità di carburante sufficiente a garantire l'alimentazione del motore per circa 20 – 25 secondi. La valvola "Shut-Off" è controllata elettricamente da un interruttore guardiolato denominato "FUEL SHUT OFF" posizionato sulla consolle di sinistra dell'abitacolo. L'azionamento di questa valvola interrompe completamente l'alimentazione del carburante al motore in caso di emergenza o per le operazioni di manutenzione. Un trasmettitore del flusso di combustibile provvede a dare le indicazioni ai relativi indicatori in cabina. Il sistema consiste essenzialmente in un trasmettitore montato a valle della pompa di alta pressione del motore, un computer che elabora ed amplifica i dati ricevuti dal trasmettitore e da due indicatori montati su entrambe i cruscotti.

Sistema di trasferimento del carburante (Fuel Transfer System)

La funzione principale di questo sistema è quella di trasferire il carburante dai serbatoi subalari e dai serbatoi d'estremità nella cella posteriore del serbatoio principale di fusoliera. Il sistema consiste in una valvola di riduzione della pressione, due valvole "Shut Off" elettricamente comandate, due "Shuttle Valve", una "Transfer Valve" con il suo sistema di controllo ed un certo numero di valvole di non ritorno (Check Valve). L'aria in pressione che serve per la pressurizzazione del circuito e per effettuare le operazioni di trasferimento del carburante è fornita dallo spillamento dell'ottavo stadio del compressore assiale del motore. La valvola di riduzione della pressione mantiene l'aria necessaria al funzionamento dell'impianto di trasferimento ad una pressione di circa 0.30 kg/cm².

Attraverso la selezione dell'interruttore denominato "FUEL TRANSFER" nelle due posizioni "PYL-TIP" situato sul lato sinistro della consolle del pilota, è possibile selezionare da quale serbatoio si vuole effettuare il travaso del combustibile. Nella parte superiore della fusoliera in corrispondenza della cella posteriore del serbatoio centrale è installata la "Transfer Valve" che viene azionata elettricamente mediante un interruttore a galleggiante posizionato vicino alla valvola stessa. Quando il livello del

carburante nel serbatoio di fusoliera scende al di sotto di un certo limite, l'interruttore a galleggiante dà il consenso all'apertura della "Transfer Valve" e posiziona le valvole di trasferimento in posizione aperta. In queste condizioni il carburante contenuto nei serbatoi selezionati è obbligato dalla pressurizzazione positiva a trasferirsi nella cella posteriore del serbatoio di fusoliera. Quando il livello del carburante raggiunge la condizione di pieno, l'interruttore a galleggiante interrompe il consenso e richiude la "Transfer Valve" e le valvole di trasferimento, terminando l'operazione automaticamente. Il carburante è travasato simmetricamente dai serbatoi subalari e da quelli d'estremità.



Schema generale di funzionamento e dei comandi dell'impianto carburante

Impianto del carrello (LANDING GEAR SYSTEM)

Il carrello del velivolo è progettato per operare in tutte le condizioni che prevedano situazioni tipiche per un velivolo destinato all'attività di scuola e addestramento che comprendono situazioni di atterraggio pesante, asimmetrico o con carichi laterali. Il carrello è inoltre provvisto di pneumatici a bassa pressione per operazioni su piste semi-preparate, fino al massimo peso al decollo certificato. Il carrello può essere rimanere esteso fino ad una velocità massima di 175 Kias. Il funzionamento del carrello avviene con l'utilizzo di pressione idraulica mentre il controllo avviene elettricamente. Il carrello è completamente retrattile ed è provvisto di porte di chiusura per i rispettivi vani. Il sistema di retrazione si compone di una valvola di selezione principale (Landing Gear Selector Valve), una valvola di selezione per i portelli dei vani (Doors Selector Valve) e di una serie di attuatori e martinetti idraulici per il movimento delle gambe carrello e dei portelli. L'energia elettrica per il funzionamento dell'impianto del carrello d'atterraggio deriva direttamente dalla barra delle alimentazioni essenziali a 28 V Dc (28 V Dc Essential Bus Bar), mentre l'alimentazione idraulica proviene dall'impianto principale. La sequenza di operazioni riguardanti la retrazione e l'estensione del carrello avviene mediante la leva di controllo (L.G. Control Lever) posizionata sul lato sinistro del pannello strumenti di entrambi gli abitacoli e attraverso una serie di microinterruttori azionati in sequenza dal movimento delle gambe del carrello e dai portelli. L'impianto del carrello dispone inoltre di un circuito di estensione di emergenza completamente indipendente dal circuito principale, un sistema di indicazione delle posizione e di avviso di "carrello bloccato" e un sistema di sblocco della leva di comando in condizioni di emergenza. Il carrello anteriore dispone di un impianto di sterzo elettro-idraulico.

Se l'impianto idraulico principale avesse una perdita di pressione o ci fosse un problema nell'alimentazione elettrica, l'estensione del carrello sarebbe ancora possibile attraverso il circuito di estensione in emergenza. L'energia idraulica necessaria all'operazione di estensione in emergenza viene fornita dal circuito idraulico di emergenza (Emergency Power Supply Circuit). La retrazione del carrello a terra mentre il peso del velivolo grava ancora sulle ruote è preventivamente inibita mediante un dispositivo elettromeccanico che blocca la leva di attuazione del carrello nella posizione "DOWN". Il sistema di blocco della leva consiste in un microswitch posizionato sulla gamba del carrello principale sinistro e in un relay collegato ad un meccanismo a solenoide che blocca meccanicamente l'escursione della leva di comando.

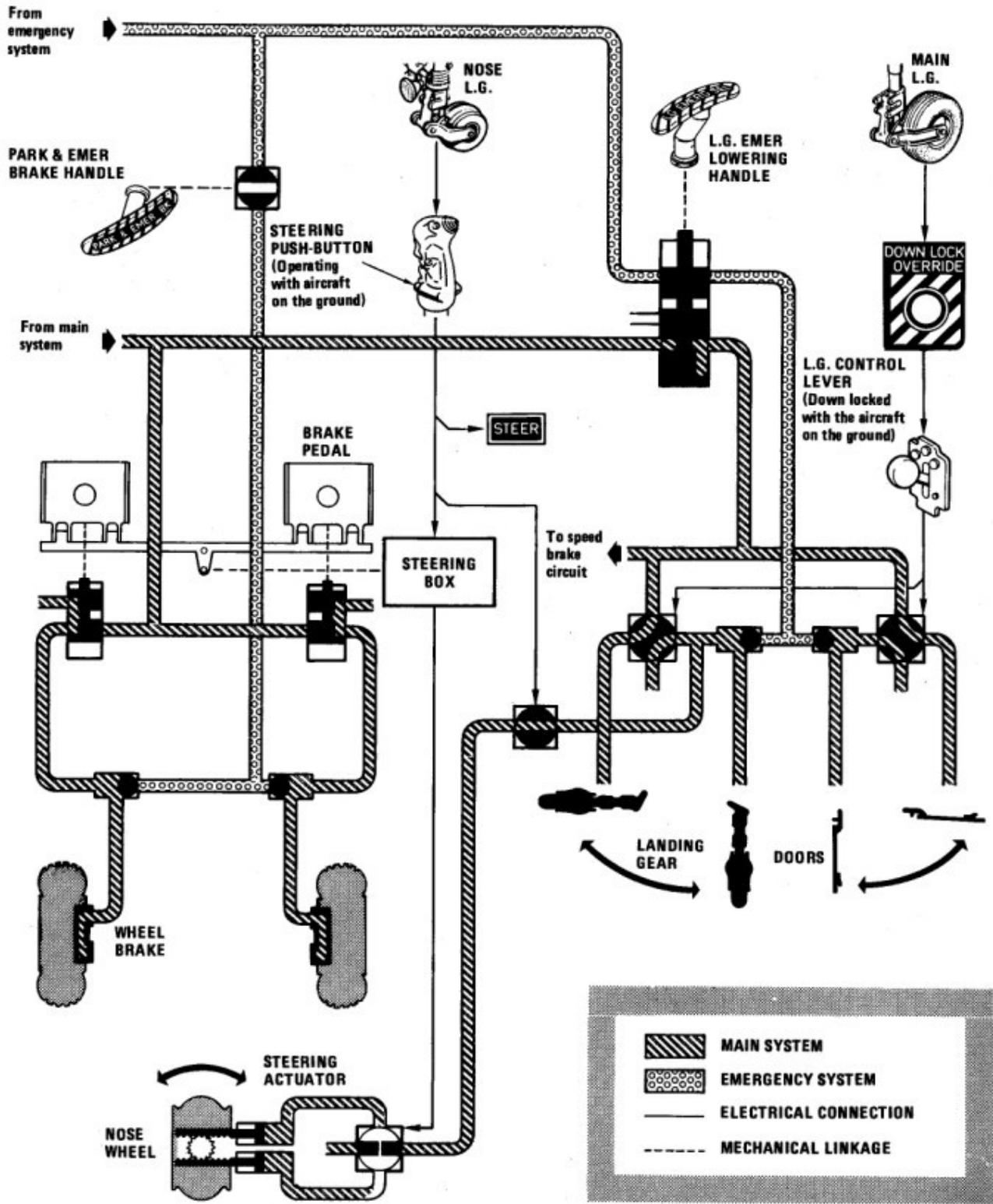
Un pulsante denominato "DOWNLOCK OVERRIDE", installato a lato della leva di comando permette, in caso di emergenza, di sbloccare la leva e permettere la retrazione del carrello quando il velivolo è a terra.

Landing Gear Position Indicator and Warning System

La posizione del carrello d'atterraggio è indicata da tre indicazioni luminose situate in corrispondenza della leva di comando. Le luci di avviso riportano la posizione della rispettiva gamba di forza e sono controllate da microswitches azionati dalla sequenza di movimento degli attuatori del carrello e dei relativi portelli. La leva di comando incorpora nella maniglia una luce rossa che, assieme al segnale audio in cuffia, avvisa il pilota che la posizione del carrello d'atterraggio non è coerente con la posizione della leva di comando. Questo avviso, sia luminoso che sonoro, è attivato anche quando la manetta del comando motore viene portata in posizione "IDLE" e la quota di volo è inferiore a 10.000 Ft e la

velocità indicata è uguale o inferiore a 165 Kias.

Principi di funzionamento dell'impianto del carrello d'atterraggio



Un pulsante denominato "WARNING SILENCE" posizionato anch'esso sulla leva di comando del

carrello permette di “silenziare” il segnale audio in cuffia quando si eseguono delle manovre che richiedono il posizionamento della manetta motore in posizione ritardata senza la necessità di estendere il carrello. Il sistema di avviso del carrello è anche previsto che possa essere utilizzato come segnale di conferma di “carrello bloccato”(Gear-Down Confirmation Signal). Un pulsante per questa funzione è a disposizione del pilota ed è posizionato sulla manetta del motore. Questo comando può essere attuato su richiesta del controllo di terra. Se il carrello è correttamente estratto e bloccato, l’attuazione del pulsante inserisce nel canale di trasmissione un segnale a due toni, che può essere ascoltato non solo dal pilota, ma anche dalla ricevente di terra.

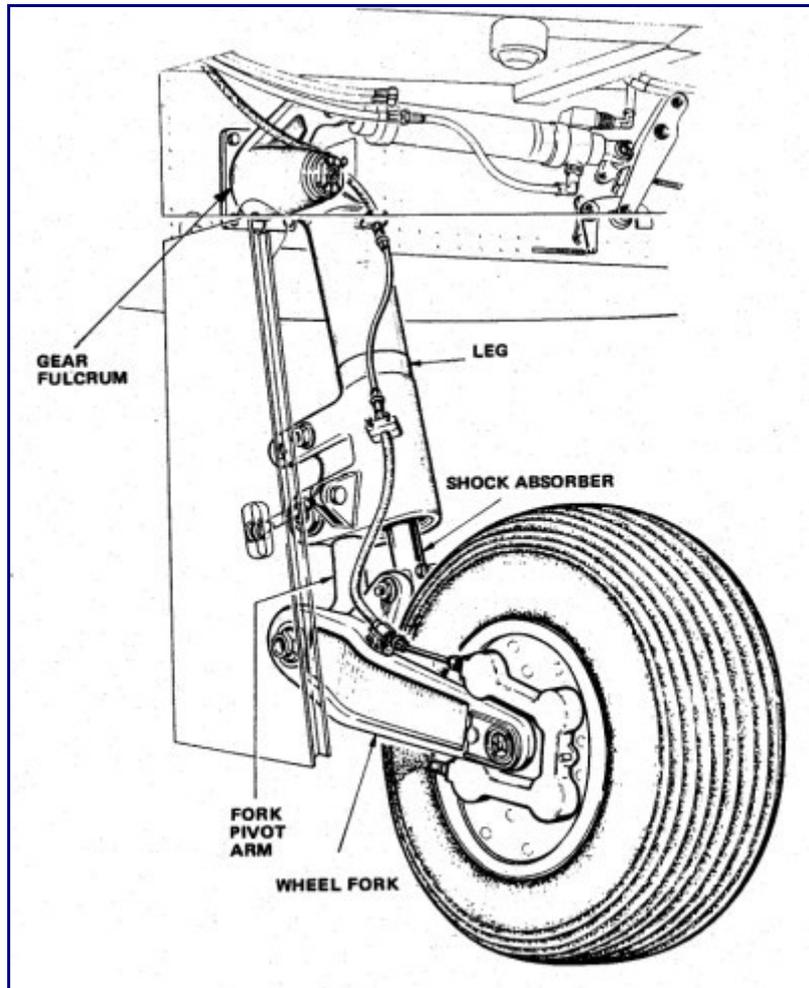
Impianto frenante (Wheel Brakes Circuit)

L’impianto frenante del velivolo MB339A consiste in un circuito idraulico che permette di applicare una pressione progressiva ai pistoncini sui dischi di un gruppo frenante applicato ad ogni ruota del carrello principale. La modulazione della frenata permette di decelerare, fermare o sterzare il velivolo a terra nel caso il gruppo elettro-idraulico dello sterzo del carrello anteriore non funzionasse correttamente.

L’impianto consiste in due gruppi frenanti composti di tre dischi ciascuno (Triple Disk Type Brake Assemblies) applicati alle ruote del carrello principale, di due pompe freni per ogni abitacolo e una pompa freni ausiliari. Spingendo la sommità di ogni pedaliera si applica direttamente la pressione idraulica ai gruppi frenanti delle ruote. Ogni pedale agisce direttamente su una singola pompa freni che modula la pressione al rispettivo freno. I pedali anteriore e posteriore sinistro controllano il gruppo frenante della ruota principale di sinistra mentre i pedali di destra il gruppo frenante destro. Il sistema dispone di un impianto antislittamento (Anti-Skid System) controllato elettricamente e disinseribile solo dall’abitacolo anteriore. Tramite il pulsante posizionato sul quadretto comando “ANTI SKID” sulla consolle di sinistra. La pressione idraulica per il sistema frenante delle ruote è direttamente derivata dall’impianto idraulico principale, mentre la pressione idraulica per le operazioni di emergenza è fornita dall’impianto idraulico di emergenza attraverso l’accumulatore dell’impianto idraulico di emergenza e può agire sui freni solo attraverso la pompa freni d’emergenza che è controllata dalla maniglia posizionata sul lato sinistro del pannello strumenti anteriore e posteriore.

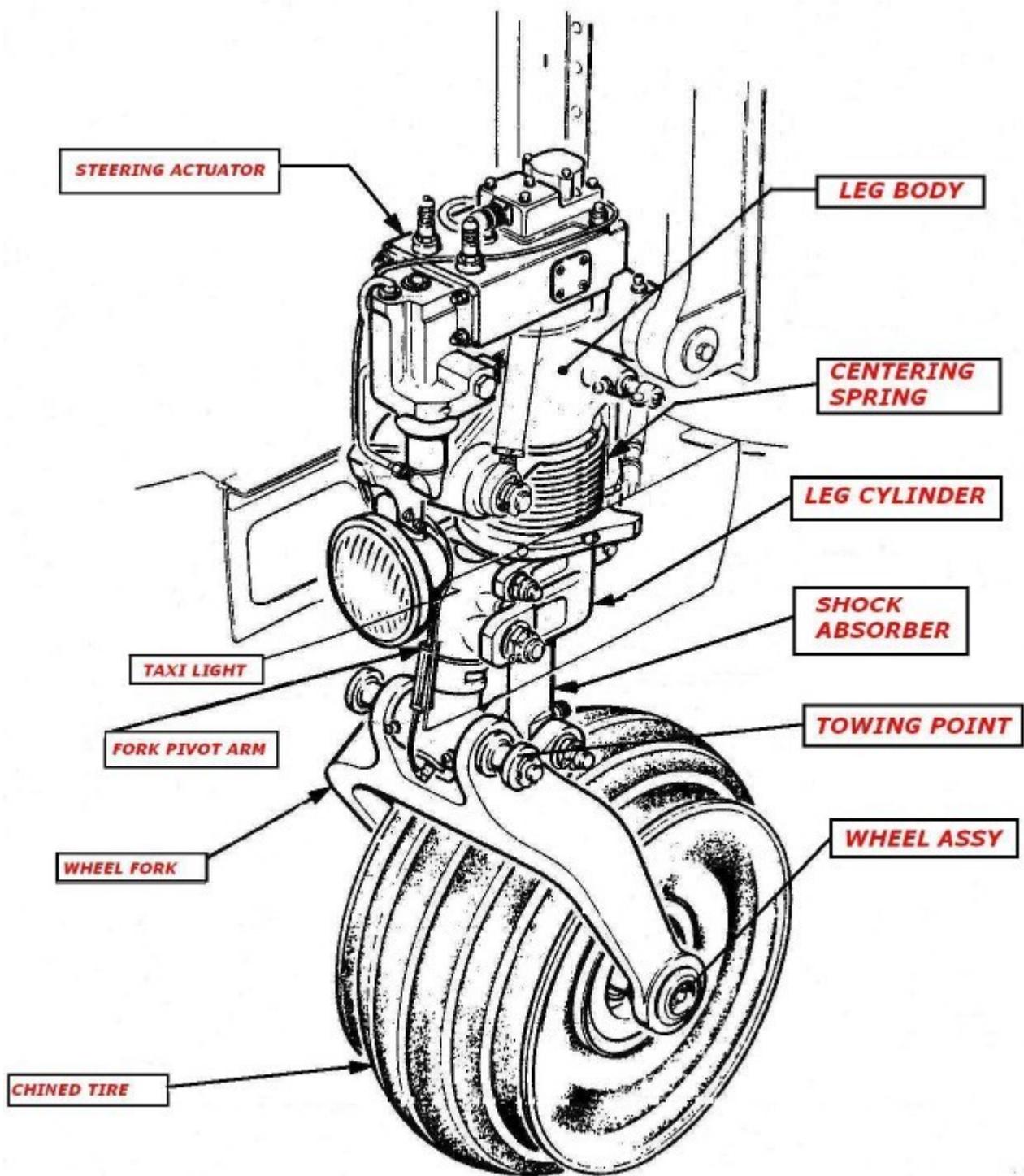
Carrello principale (MAIN LANDING GEAR)

Il carrello principale è un complesso interamente lavorato da una fusione in acciaio ad alta resistenza. Il lato superiore della gamba incorpora il perno di fissaggio e di rotazione alla struttura e il collegamento al martinetto idraulico di funzionamento. Il perno di fissaggio e rotazione è collegato al longherone alare principale. La parte inferiore della struttura del carrello principale è provvista del collegamento per la forcella pivottante della ruota attraverso due perni imbullonati. La forcella della ruota è del tipo basculante ed è realizzata in un’unica fusione in lega leggera. L’ammortizzatore si collega alla forcella attraverso un collegamento incernierato al centro della forcella stessa. Nella parte terminale sono realizzate le sedi per i cuscinetti e l’asse di fissaggio della ruota.



Principali elementi del carrello principale

L'ammortizzatore (Main Landing Gear Shock Absorber) è alloggiato all'interno della gamba principale. Il corpo principale dell'ammortizzatore rimane inserito nell'alloggiamento all'interno della gamba principale, mentre lo stelo di attuazione è collegato alla forcella. L'ammortizzatore è del tipo a singola camera aria/olio; consiste principalmente in due componenti: un componente elastico consistente in una camera precaricata di gas inerte (azoto) e una parte interna scorrevole disegnata per assorbire il carico la quale, durante lo scorrimento, permette il trafilamento di una piccola quantità di olio attraverso un foro calibrato nella camera superiore. Questo permette di garantire la corretta funzione ammortizzatrice del complesso.



Disposizione dei principali componenti del carrello anteriore

Carrello anteriore (NOSE LANDING GEAR)

Il corpo principale del carrello anteriore è realizzato in una fusione in lega di alluminio che incorpora le bocche in acciaio per il fissaggio ai perni di collegamento alla fusoliera, del martinetto idraulico di attuazione e dei tiranti di collegamento ai portelli di chiusura posteriore del vano carrello. Sulla parte

superiore della gamba anteriore è installato l'attuatore dello sterzo. Il raggio di sterzata del velivolo è di $\pm 56^\circ$ e il movimento è proporzionale allo spostamento della pedaliera. Sempre sulla gamba sono stati previsti gli attacchi per il faro di rullaggio e la molla di centraggio ed allineamento del carrello. Nella parte inferiore della gamba viene collegata, attraverso un perno flottante, la forcella della ruota e gli attacchi per la barra di traino. Anche la forcella è realizzata in una fusione in lega di alluminio e dispone delle sedi per l'alloggiamento dei cuscinetti per la ruota e per il collegamento all'ammortizzatore.

L'ammortizzatore del carrello anteriore è del tipo monocamera ad aria/olio e il principio di funzionamento è simile a quelli delle gambe del carrello principale.



Dettaglio del carrello anteriore in condizione estesa. Notare il porello del vano nella condizione di transito

Impianto dello sterzo (Nose Wheel Steering System)

L'impianto dello sterzo è alimentato dall'impianto idraulico principale ed è controllato elettricamente. La funzione principale del sistema è quella di garantire la manovra direzionale del velivolo a terra, provvedere al controllo direzionale e all'azione anti-shimmy alle basse velocità di rullaggio. L'ingaggio dello sterzo avviene attraverso l'interruttore posizionato sulla barra di comando che è lo stesso utilizzato in volo per le operazioni con il pod fotografico. Quando il pulsante viene azionato, il sistema si attiva e

il carrello anteriore viene ingaggiato dall'attuatore dello sterzo e può essere controllato attraverso il movimento della pedaliera. Il sistema può essere disinserito azionando nuovamente il pulsante sulla barra di comando. L'impianto può essere utilizzato solo con il velivolo a terra in quanto un microinterruttore di controllo è posizionato sul carrello e garantisce il consenso all'attivazione della valvola di controllo. Nel vano avionico anteriore è posizionata la scatola di controllo che permette di effettuare anche i test di funzionamento e verifica del sistema.

Ruote, freni e pneumatici (WHEELS, BRAKE AND TIRES)

Gli pneumatici delle ruote sono del tipo "tubeless" e consistono in due semi-cerchioni in lega di magnesio collegati tra loro mediante bulloni passanti. Ogni cerchione delle ruote principali dispone di tre fusibili termici disposti circolarmente a 120° e tarati per garantire lo sgonfiaggio dello pneumatico in caso il surriscaldamento dei freni raggiunga una temperatura approssimativamente superiore a 155 °C. I freni sono del tipo a disco multiplo secondo i requisiti della specifica MIL-W-5013G. Entrambi i complessi frenanti sono progettati per avere la capacità di assorbire una energia cinetica totale di 876000 kgm e per operare anche su terreni semi-preparati.

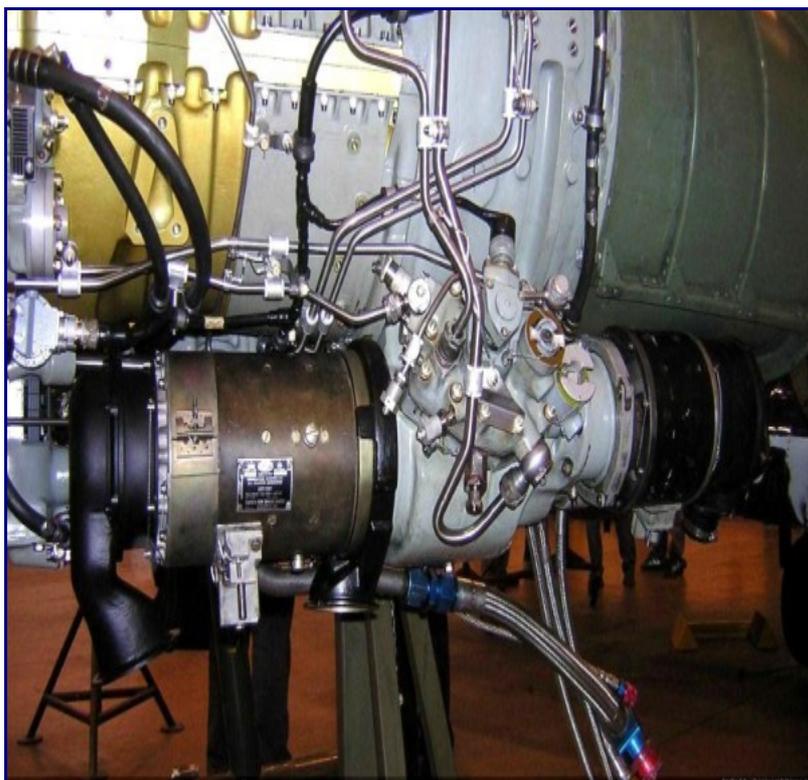
Le ruote dispongono di pneumatici del seguente tipo:

- Carrello principale: 545 x 175-10 (21.5 x 7.0- 10) 12 PR tubeless.
- Carrello anteriore: 380 x 150-4 (6.00-4) 6 PR tubeless (chines installed)

Lo pneumatico del carrello anteriore è fabbricato con una miscola di tipo conduttiva per garantire lo scarico della corrente statica accumulata dal velivolo durante il volo e dispone di "baffi" lungo la circonferenza per limitare gli spruzzi d'acqua durante il rullaggio su pavimentazione bagnate.



La foto mostra il carrello principale di sinistra. Notare il puntone di sicurezza verniciato in rosso che blocca il carrello in posizione aperta



In questa immagine sono mostrati l'accoppiamento dello starter-generator a sinistra e del generatore ausiliario a destra. In secondo piano sono visibili le tubazioni flessibile di collegamento alla pompa idraulica.



Su questo esemplare di MB339C NZAF sono visibili , verniciate in bianco, le due "scatole" dei Generator Control Unit GCU.

Impianto elettrico DC (ELECTRICAL POWER SYSTEM DC SYSTEM)

L'impianto elettrico del velivolo è in corrente continua DC e consiste essenzialmente in un generatore da 9 KW che svolge anche la funzione di starter del motore, collegato in parallelo con un secondo generatore da 6 KW e da due batterie a 24 V, 22 Ah al nickel-cadmium. Le batterie sono collegate automaticamente in serie solo durante le operazioni di avviamento. La generazione di corrente in DC è controllata mediante tre interruttori denominati "BATT", "GEN1", "GEN2" situati sul lato destro del pannello strumenti dell'abitacolo anteriore. Due "Loadmeters" permettono di controllare il flusso di corrente in uscita dai generatori verso le barre principali di distribuzione. Nel caso avvenga un guasto ad uno dei generatori il pilota viene avvisato attraverso l'accensione della luce di avviso gialla "No.1 DC GEN" e "No.2 DC GEN" nel Master Warning Panel.

La distribuzione della corrente ai vari sistemi ed impianti del velivolo avviene attraverso cinque barre di distribuzione:

"Primary Bus"

"Secondary Bus"

"Essential Bus"

"Armament Bus"

"Monitor Bus"

Queste barre di distribuzione sono alimentate solo quando entrambi i generatori sono in fase di generazione e in linea. In caso di guasto di entrambe i generatori la "Essential Bus" è la sola barra che viene alimentata direttamente dalle due batterie.

Impianto elettrico AC (ELECTRICAL POWER SYSTEM AC SYSTEM)

La corrente alternata a 115 V Ac and 26 V Ac viene fornita al velivolo attraverso un circuito che consiste essenzialmente in due inverter statici a singola fase da 600 VA (600 VA Single-Phase Static Inverter). Il sistema è controllato attraverso l'interruttore "AC POWER" posizionato anch'esso sul lato destro del pannello strumenti. La distribuzione della corrente avviene attraverso tre barre di distribuzione a 115v Ac e tre barre a 26V Ac. Per entrambi i voltaggi sono disponibili una "Primary AC Bus Bar", una "Essential AC Bus Bar" e una "Secondary AC Bus Bar". Durante le normali condizioni operative, l'interruttore "AC POWER" è messo nella posizione "NORM". In questa maniera entrambe gli inverter (Main e Stan-By) sono attivi e alimentano tutte e sei le barre di distribuzione della corrente Ac. Nel caso di guasto dell'inverter principale (Main), spostando l'interruttore "AC POWER" nella posizione "EMERG" si scollega la "Secondary AC Bus Bar" e si connette automaticamente lo Standby inverter alla barra di distribuzione "Primary AC Bus Bar" e alla "Essential AC Bus Bar".

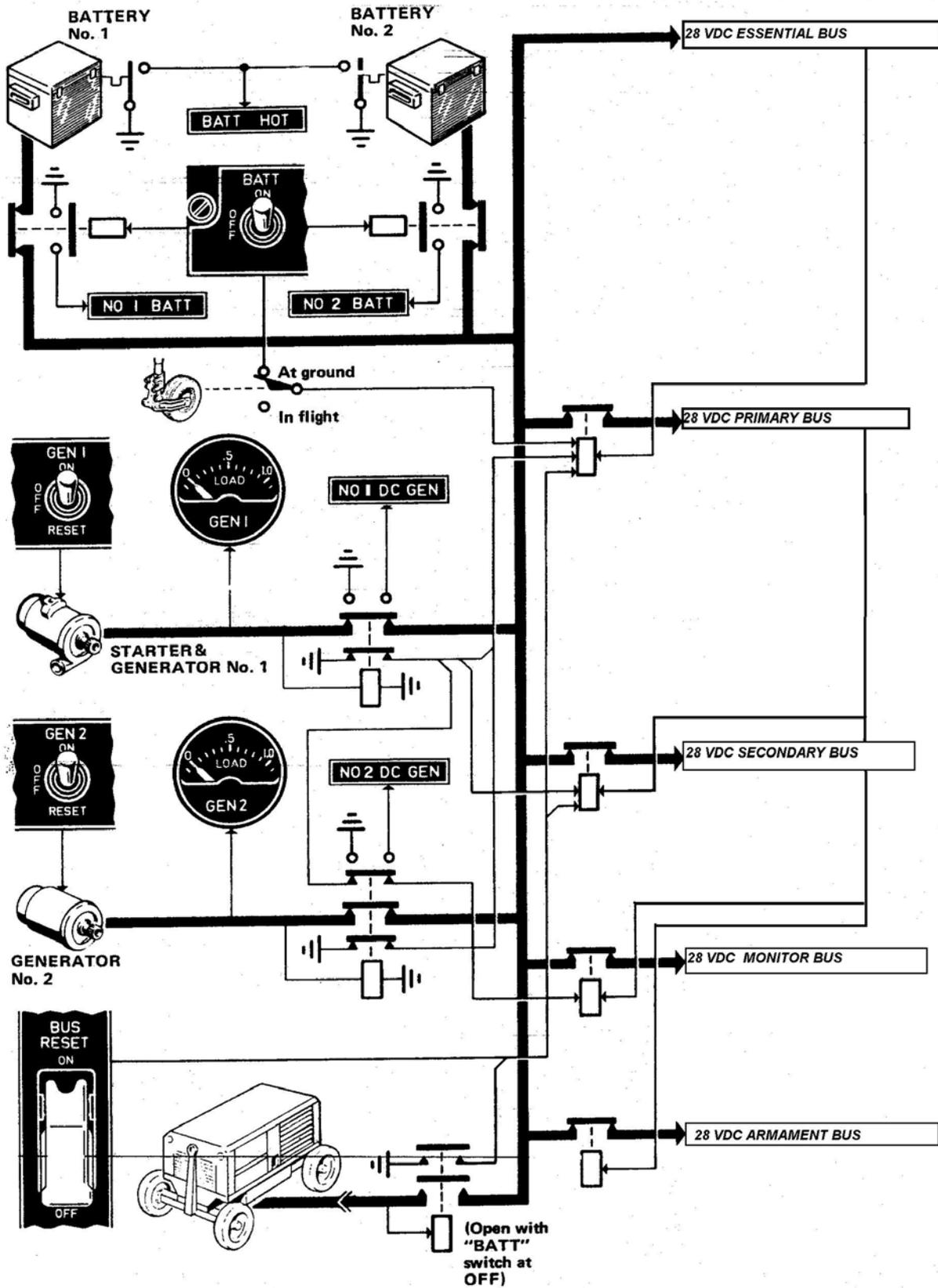


Diagramma generale riassuntivo dell'impianto elettrico DC

Sistema di controllo ambientale (ENVIRONMENTAL CONTROL SYSTEM)

Il velivolo dispone di un impianto di condizionamento dell'aria della cabina di pilotaggio, un impianto di pressurizzazione e vari sistemi specifici per operare in varie condizioni climatiche ed ambientali.

Impianto di pressurizzazione della cabina (CABIN PRESSURIZATION SYSTEM)

Il sistema di pressurizzazione della cabina di pilotaggio consiste principalmente in un regolatore di pressione (Cabin Pressure Regulator) e in una valvola di controllo e sicurezza (Cabin Over-pressure Dump Valve). L'impianto comprende inoltre una valvola di pressurizzazione (Pressurization Cock Valve) controllata dall'interruttore denominato "CABIN PRESS" che permette di intercettare il flusso di aria spillata dal compressore del motore destinata alla pressurizzazione della cabina.

Il velivolo è inoltre provvisto di un altimetro cabina (Cabin Pressure Altimeter) che permette al pilota di comparare la quota all'interno della cabina con la quota reale di volo del velivolo. L'altimetro cabina è presente in entrambi gli abitacoli. Il sistema di pressurizzazione non può essere regolato dall'equipaggio. Il suo funzionamento è completamente automatico nel momento in cui l'interruttore "CABIN PRESS" è posizionato su "ON" e la leva di azionamento della ventilazione di cabina "RAM AIR SCOOP" è in posizione "CLOSED".

Dalla quota 0 Ft a 8.000 Ft, il regolatore di pressione mantiene la pressione differenziale tra la quota esterna e quella cabina ad un valore pari a 0 Psi. Superando la quota di 8.000 Ft il regolatore mantiene la cabina ad un valore equivalente a quello di 8.000 Ft fino al raggiungimento di una quota di volo di 18.000 Ft. Al di sopra di questa quota e fino alla massima quota di tangenza la pressione differenziale in cabina rimane regolata stabilmente ad un valore pari a 24.0 Kpa (3.5 Psi).

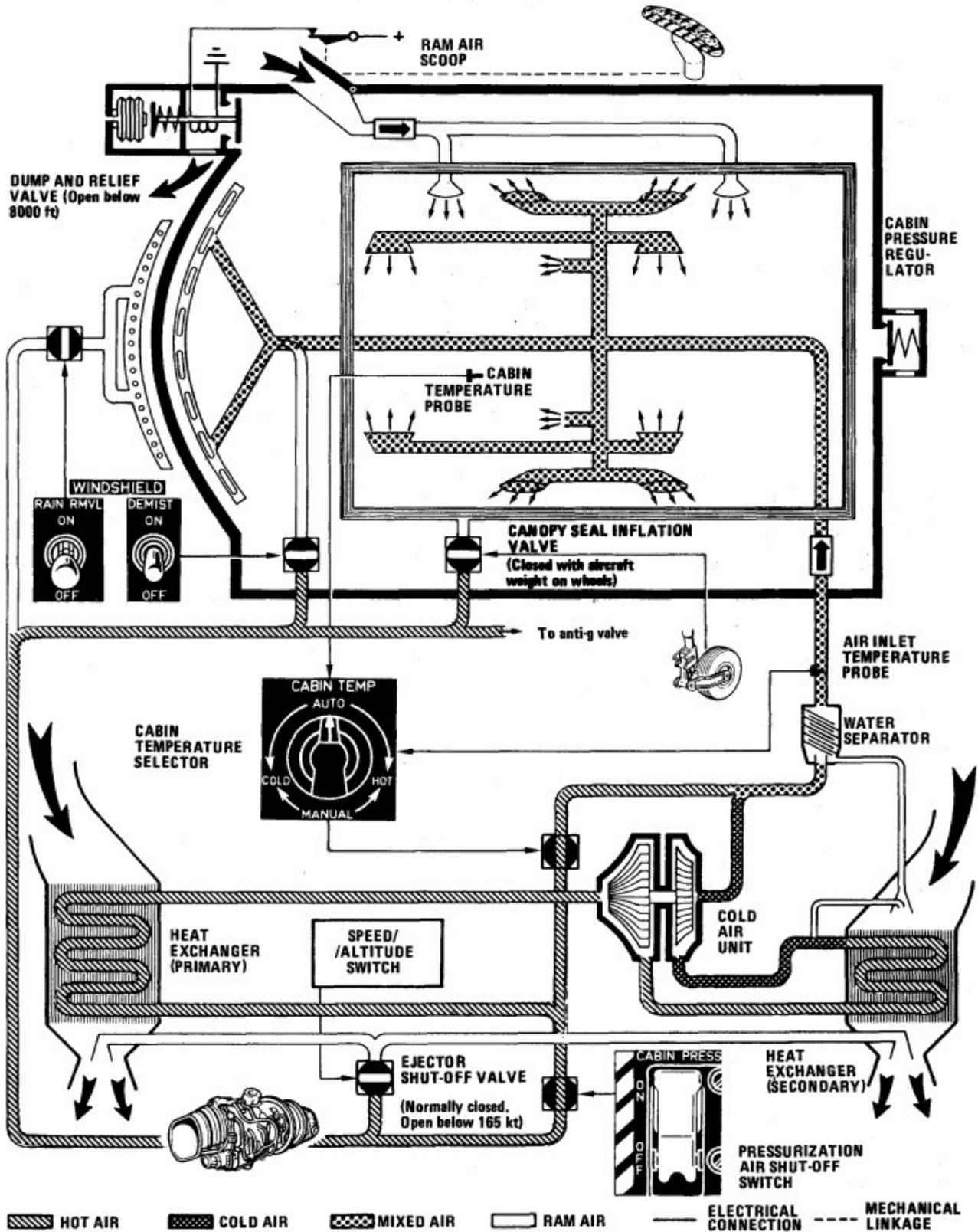
La valvola di controllo e sicurezza (Cabin Over-pressure Dump Valve) è tarata per prevenire che la pressione differenziale in cabina superi il valore limite di 25.5 kPa (3.7 psi) a causa del malfunzionamento del regolatore di pressione. Inoltre, durante la discesa rapida del velivolo, questa valvola permette di prevenire la formazione di pericolose pressioni differenziali negative nell'abitacolo.

Impianto di condizionamento (CABIN CONDITIONING SYSTEM)

L'impianto di condizionamento permette all'equipaggio di regolare alla temperatura desiderata l'interno della cabina di pilotaggio. Il sistema consiste principalmente in una valvola di regolazione/selezione (Air Conditioning Selector Valve), in un'unità turbo-refrigeratrice (Turborefrigerator Unit) e in una serie di bocchette di erogazione e diffusione dell'aria condizionata posizionate ai piedi e a livello della faccia del pilota.

L'aria calda spillata dall'8 stadio del compressore del motore viene inviata, attraverso la valvola di pressurizzazione (Pressurization Cock Valve) alla valvola di regolazione/selezione (Air Conditioning Selector Valve). Questa valvola è azionata dal pilota attraverso il selettore denominato "CABIN TEMP" situato sulla consolle di destra dell'abitacolo anteriore, e permette all'aria calda proveniente dal compressore del motore di essere miscelata con l'aria fredda proveniente dallo scarico del turbo-refrigeratore. La quantità di aria calda passante attraverso la valvola regolazione/selezione (Air Conditioning Selector Valve) può essere modulata in maniera da ottenere la temperatura desiderata in cabina.

PRESSURIZATION AND AIR CONDITIONING SYSTEM



Schema di principio del funzionamento dei principali componenti dell'impianto condizionamento/pressurizzazione

Un separatore d'acqua (Water Separator) posizionato sulla linea di ingresso dell'aria condizionata permette di eliminare la condensa generata nel processo di raffreddamento dal turbo-refrigeratore e la sporcizia e il pulviscolo presenti nell'aria. L'aria condizionata viene poi distribuita attraverso numerose bocchette e diffusori situati in differenti posizioni all'interno della cabina.

Sistema di ventilazione della cabina (CABIN VENTILATION SYSTEM)

Questo impianto permette alla cabina di essere ventilata nel caso che l'aria compressa proveniente dal motore possa diventare contaminata a causa di perdite di olio dai cuscinetti del compressore del motore o altri difetti ad esso correlati. Il sistema consiste in un sistema ausiliario di ventilazione che permette di prelevare dall'esterno aria fresca e da un circuito elettrico di comando che automaticamente interviene sulla valvola di pressurizzazione. La ventilazione con l'aria esterna avviene tramite una presa d'aria retrattile posizionata sul lato destro della fusoliera che si apre manualmente mediante una maniglia denominata "RAM AIR SCOOP" situata sulla consolle di sinistra dell'abitacolo anteriore. Ad altitudini di volo inferiori a 8.000 Ft (Initial Pressurization Altitude) la maniglia "RAM AIR SCOOP" può essere attuata in ogni momento e la ventilazione è immediata in quanto la valvola di pressurizzazione è tenuta aperta dall'interruttore barometrico del sistema di controllo. A quote superiori a 8.000 Ft la cabina risulta pressurizzata ad un valore differenziale inferiore alla quota di volo e quindi per utilizzare il sistema di ventilazione, la cabina deve essere preventivamente ridotta ad un valore di pressione differenziale pari alla quota esterna, operando sull'interruttore "CABIN PRESS". Quando la pressione interna sarà bilanciata con quella esterna (valore di quota cabina uguale a quello della quota di volo), la maniglia "RAM AIR SCOOP" potrà essere usata per aprire la presa d'aria di ventilazione ausiliaria. Un interruttore posizionato all'interno del meccanismo di apertura della maniglia fornisce il consenso elettrico all'apertura totale della valvola di pressurizzazione e sicurezza (Cabin Over-pressure Dump Valve) permettendo di mantenere un flusso costante di aria ventilata e fresca nella cabina.

Sistema antiappannamento del parabrezza e del tettuccio (CANOPY AND WINDSHIELD DEMISTING SYSTEM)

La funzione principale di questo impianto è quella di evitare la formazione di appannamenti e condense sulla superficie interna del tettuccio e del parabrezza, che potrebbero inficiare la visione esterna da parte dei piloti. L'impianto consiste essenzialmente in una serie di diffusori e in una valvola elettro-meccanica di flusso. L'aria necessaria per le operazioni di sbrinamento e antiappannamento viene fornita dall'impianto di condizionamento. Solo sul parabrezza è possibile incrementare la portata del flusso di aria per diminuire il tempo necessario all'operazione attraverso l'incremento della portata d'aria utilizzando parte del flusso dedicato al sistema antighiaccio attraverso l'uso dell'interruttore elettrico denominato "DEMIST".

Sistema anti-pioggia (WINDSHIELD RAIN REMOVAL SYSTEM)

La funzione di questo sistema è quella di incrementare la visibilità del pilota in caso di pioggia e prevenire la formazione di ghiaccio sulla superficie esterna del parabrezza. Il sistema è composto da una valvola di flusso elettro-meccanica e da una serie di ugelli diffusori situati nella parte inferiore del parabrezza. Portando su "ON" l'interruttore siglato "RAIN RMVL" si apre completamente la valvola di flusso che permette il passaggio di aria calda ad alta velocità verso gli ugelli. Il flusso d'aria ad alta velocità impedisce alla pioggia di aderire alla superficie del parabrezza e la sua temperatura non permette la formazione di ghiaccio.

Descrizione dell'abitacolo (CREW STATION)

La sistemazione dell'equipaggio sul velivolo MB339A è stata studiata per garantire che tutti i comandi primari e secondari, i controlli necessari alla condotta del velivolo e per l'esecuzione della missione siano stati posizionati in maniera da garantire la massima comodità e raggiungibilità.



Dettaglio dell'abitacolo anteriore

La sistemazione della strumentazione come pure il controllo funzionale degli impianti è stata studiata per permettere un'immediata e sicura interpretazione da parte dell'equipaggio. L'equipaggio ha inoltre a disposizione spazio sufficiente per la documentazione di navigazione mentre quattro Map-case sono disponibili in entrambi gli abitacoli. Gli abitacoli dispongono di specchietti retrovisori in accordo alle specifiche MIL-M-5755B. L'accesso alla cabina avviene attraverso una serie di predellini retrattili a scomparsa posizionati sul fianco sinistro della fusoliera.



Dettaglio dell'abitacolo posteriore

La cabina è progettata in accordo con la specifica militare MIL-STD-1333 che prevede di accomodare un pilota in completa tenuta di volo con un'altezza minima di 161 cm (1st USAF percentile) ad una altezza massima di 190.2 cm. (99th USAF percentile). La visibilità dal cockpit è stata studiata per garantire ad entrambi i piloti la visione esterna in accordo ai requisiti della norme MIL-STD-850A e STANAG 3622.

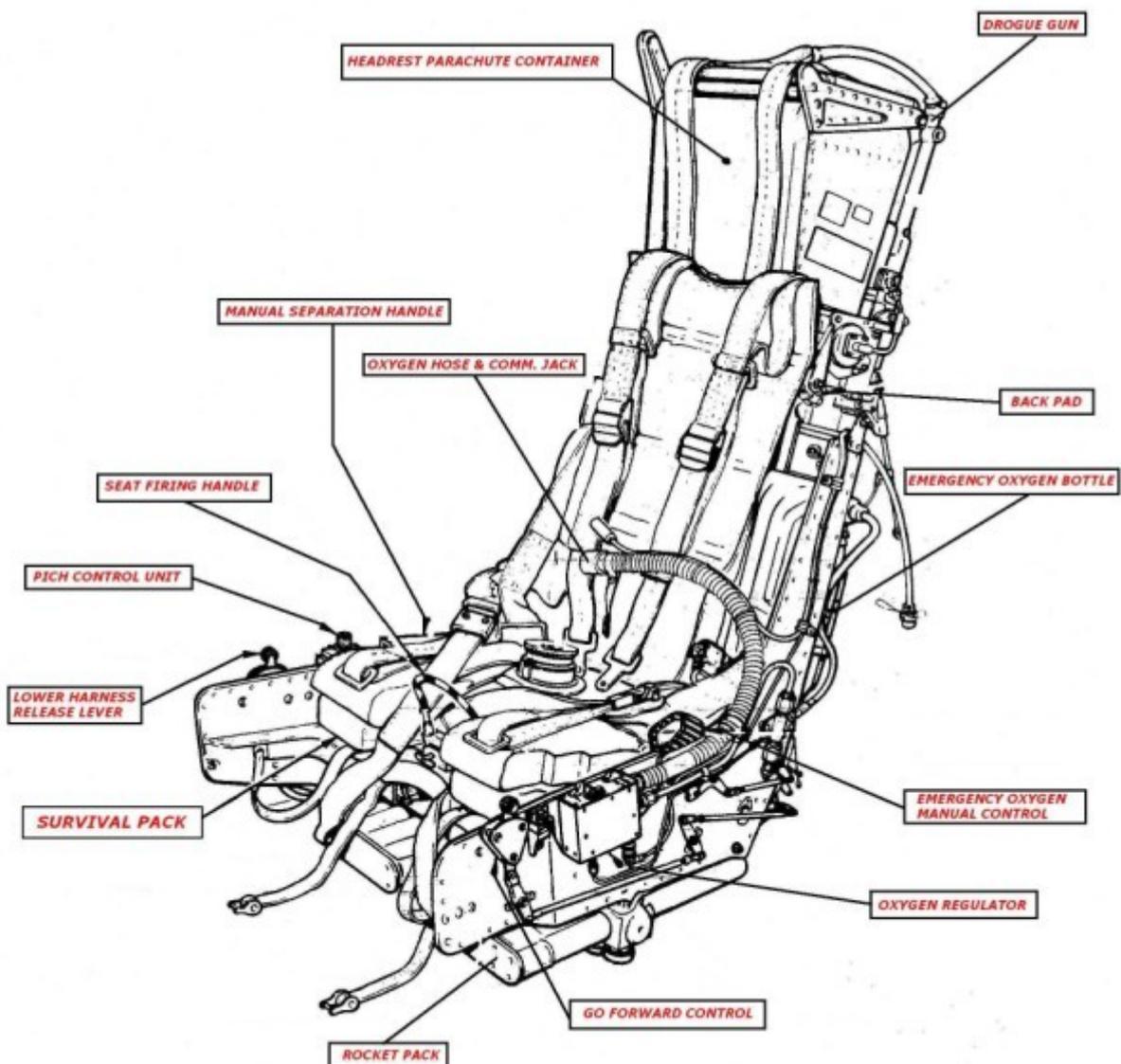
Tettuccio (Canopy)

L'accesso alla cabina avviene sollevando il tettuccio trasparente che risulta incernierato sul lato destro della fusoliera. La chiusura del tettuccio avviene attraverso otto chiavistelli tra loro interconnessi da una trasmissione rigida e controllati da una maniglia situata sul lato sinistro interno della cornice del tettuccio. Il tettuccio risulta bilanciato nella chiusura grazie ad un martinetto di bilanciamento posizionato sulla mastra principale della cabina, appena davanti al cruscotto dell'abitacolo posteriore. Il tettuccio dispone anche di un dispositivo per mantenere il tettuccio bloccato in posizione aperta attraverso il blocco del martinetto di apertura/bilanciamento. Una luce di avviso rossa, collegata al cinematismo di chiusura, permette di avvisare l'equipaggio del mancato blocco in chiusura del tettuccio trasparente.

Tenuta del tettuccio (Canopy Seal System)

Nella cornice di battuta alla struttura della fusoliera del tettuccio trasparente è alloggiata una guarnizione gonfiabile che permette la sigillatura e la tenuta della pressurizzazione in cabina. La guarnizione è gonfiata dall'aria spillata dal compressore del motore, la quale attraverso un regolatore di pressione permette di mantenere in cabina una pressione differenziale di 24,0 kPa (3.5 psi). La valvola di gonfiamento della guarnizione (Canopy Seal Inflation Valve) opera automaticamente attraverso l'interruttore elettrico di posizione situato sulla forcella del carrello principale sinistro. Quando il velivolo è a terra con il motore in moto o in fase di rullaggio la valvola intercetta l'aria non permettendo

il gonfiaggio della guarnizione. Appena il velivolo stacca le ruote da terra il microinterruttore sulla forcella del carrello viene attivato e quindi la valvola si apre permettendo all'aria di gonfiare la guarnizione del tettuccio. Il velivolo dispone di un dispositivo esplosivo che permette di separare, tramite un cordone detonante disposto lungo tutto il perimetro, entrambe le sezioni trasparenti del tettuccio. La detonazione di questo cordone permette di separare istantaneamente la sezione trasparente dal resto del telaio. Il dispositivo può essere utilizzato per l'evacuazione dell'equipaggio e può essere attivato sia dall'equipaggio che dal personale di terra. Nel caso in cui l'equipaggio debba evacuare il velivolo utilizzando i sedili eiettabili in dotazione, il trasparente si frantuma automaticamente mediante i rostri che sono applicati sul poggiatesta di entrambe i seggiolini eiettabili.



Schema generale dei componenti del seggiolino eiettabile

Sedile Eiettabile (Ejection Seat)

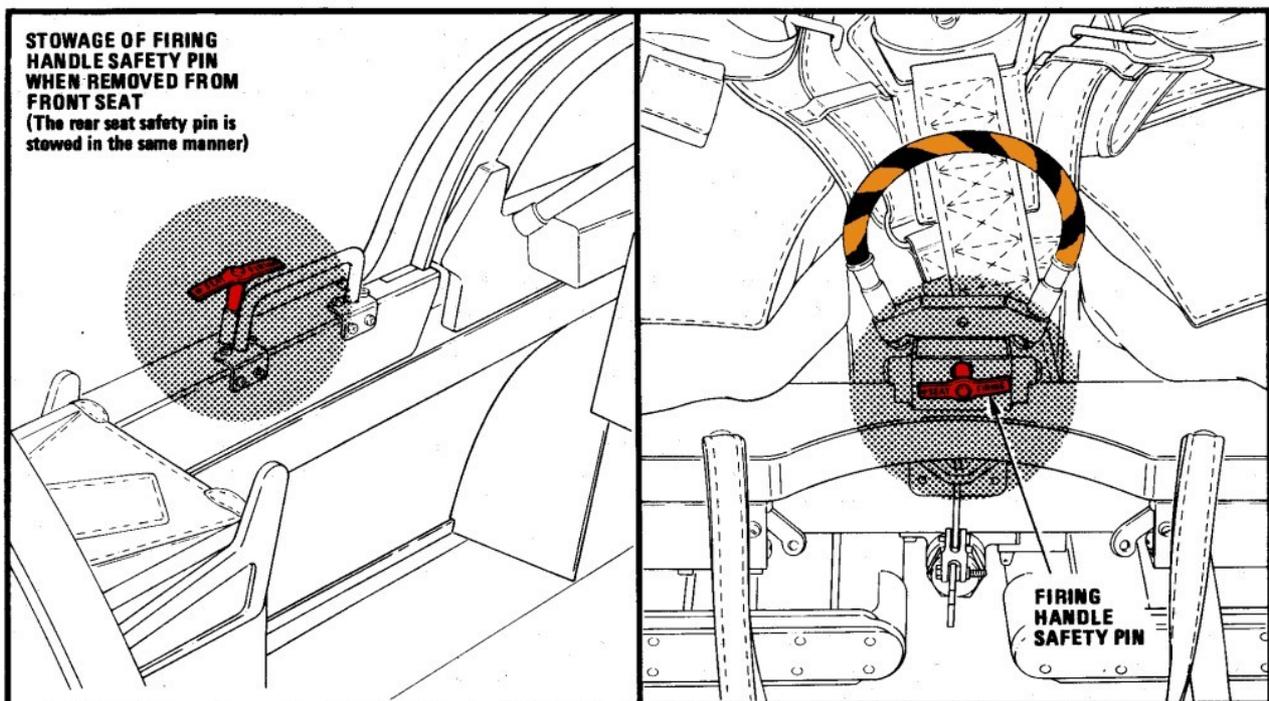
Il velivolo MB339A è equipaggiato con un seggiolino eiettabile Martin Baker Type MK IT-10F completamente automatico che permette una eiezione sicura dal velivolo da un'altitudine di 0 Ft. fino alla quota di 50.000 Ft. e da velocità "0" fino alla velocità massima prevista dal velivolo. Il sedile viene eiettato attraverso il tettuccio trasparente il quale viene frantumato mediante due rostri fissati sulla sommità del sedile. La separazione del pilota e l'apertura del paracadute di salvataggio sono completamente automatici. Il sedile consiste in tre componenti principali: il cannone di eiezione (Ejection Gun Assy), la struttura del sedile e la seduta. Il cannone di eiezione provvede al movimento azimutale iniziale di tutto il sedile al di fuori della cabina. La struttura del sedile scorre lungo due guide fissate al cannone di eiezione durante la sequenza iniziale di eiezione. La struttura del sedile è normalmente bloccata in posizione, ma si sblocca automaticamente al momento del lancio. Il paracadute di salvataggio personale assieme al paracadute estrattore e a quello stabilizzatore sono normalmente stivati nel contenitore rigido che ha la funzione di poggiatesta e dal quale fuoriescono le cinghie di vincolo e le bretelle di sostegno che confluiscono nell'insieme dell'imbracatura personale del pilota. Un sistema automatico di costrizione dell'imbracatura garantisce durante l'eiezione del seggiolino che l'occupante sia perfettamente aderente alla struttura del sedile per evitare che l'incorretta postura possa provocare il suo ferimento. L'imbracatura può essere svincolata dal sistema di costrizione durante le fasi del volo mediante una leva situata sulla destra del sedile. Pochi istanti dopo che il sedile ha iniziato la fase di fuoriuscita dall'abitacolo e comunque sempre in funzione della quota di lancio, il sistema barostatico attiva la sequenza automatica che permette ad un cannone estrattore, posizionato sulla destra del poggiatesta, di attivarsi e permettere la fuoriuscita automatica di un paracadutino estrattore. La fuoriuscita di quest'ultimo determina l'estrazione di un paracadute stabilizzatore che a sua volta permette lo spiegamento del paracadute principale di salvataggio del pilota. Lo stesso sistema barostatico inibisce la separazione dell'occupante dalla struttura fino al raggiungimento di quote che ne garantiscono la sopravvivenza (circa 8.000 Ft.).



La foto mostra i dettagli del seggiolino eiettabile installato nell'abitacolo posteriore

La seduta del seggiolino eiettabile ospita il pacco di sopravvivenza che è collegato mediante un cordone flessibile all'imbracatura personale del pilota. Al momento della separazione della struttura del sedile, il pacco sopravvivenza rimane collegato all'occupante garantendogli la disponibilità del materiale di sopravvivenza e del battellino di salvataggio stivato all'interno. Il sedile eiettabile dispone inoltre di un sistema di escursione in altezza tramite un attuatore elettrico per adattare il sedile all'altezza dell'occupante. E inoltre disponibile un sistema che regola il centraggio della spinta del pacco razzi di eiezione in funzione del peso dell'occupante. La regolazione del peso può essere effettuata agendo su un selettore graduato posizionato a sinistra della seduta del seggiolino.

Istruzione per il posizionamento della spina di sicurezza principale del seggiolino eiettabile durante il volo



Impianto Ossigeno (OXYGEN SYSTEM)

L'impianto di alimentazione ossigeno per l'equipaggio è un sistema a bassa pressione del tipo "a domanda". Il sistema opera con una pressione di carica iniziale di 2.8 Mpa (400 Psi). L'installazione comprende due bombole tra di loro interconnesse, un regolatore a domanda in ogni abitacolo e in una connessione esterna per il ripristino della quantità di gas nelle bombole. L'impianto è inoltre provvisto di un trasmettitore di pressione collegato alla luce di avviso gialla "OXY LOW" sul Master Warning Panel. Una tubazione flessibile completa di un doppio raccordo a sconnessione rapida ("Quick-Release Coupling) fuoriesce da ogni regolatore per collegarsi alla maschera oro-nasale del pilota. Il primo raccordo a sconnessione rapida permette di scollegare il tubo flessibile in caso di eiezione del seggiolino. Il secondo raccordo a sconnessione rapida è normalmente collegato alla maschera oro-nasale del pilota e si scollega nel momento della separazione del pilota dal seggiolino.

La capacità dell'impianto è calcolata per garantire l'adeguata alimentazione di ossigeno ad entrambe i componenti dell'equipaggio anche in caso di lunghe missioni di trasferimento (Ferry Mission). La capacità totale dell'impianto è di 3600 litri a 1850 Psi.

Impianto ossigeno del sedile eiettabile (Ejection Seat Oxygen System)

Il seggiolino eiettabile è provvisto di una sistema di emergenza per la fornitura di ossigeno. In caso di eiezione in quota il sistema fornisce ossigeno puro fino al raggiungimento di quote che garantiscono la sopravvivenza dell'occupante. Il quadretto di comando dell'impianto è posizionato sulla sinistra della seduta del seggiolino eiettabile.

Sistema Anti-G (ANTI-G SUIT SYSTEM)

L'impianto Anti-G protegge i piloti dagli effetti causati dalle alte accelerazione che possono intervenire durante la varie manovre di volo. Il sistema consiste, per ogni abitacolo, in una tubazione flessibile, in una valvola anti-G (Anti-G Valve) e in una connessione a sgancio rapido. L'aria necessaria al funzionamento al gonfiaggio della tuta anti-G dei piloti è prelevato dalla linea di alimentazione dell'aria per l'antighiaccio del parabrezza. La pressione esercitata sul pilota dalla propria tuta anti-G è regolata automaticamente dalla valvola anti-G in accordo con l'accelerazione istantanea a cui il velivolo è soggetto.

La valvola dispone di un pulsante di test e la connessione a sgancio rapido, si rilascia automaticamente al momento dell'eiezione del seggiolino.

Impianto di Comunicazioni e Avionico (AVIONICS & COMMUNICATION)

Il velivolo dispone di una dotazione avionica che include apparati e impianti per la comunicazione, l'identificazione e la navigazione. Il velivolo è equipaggiato con un sistema integrato di strumenti e display che permettono di ottenere tutte le informazioni necessarie richieste per la navigazione e le operazioni al poligono. La composizione del sistema è il seguente:

COMMUNICATION SYSTEM

Quadretto Audio (Audio controller)
Rockwell-Collins Italiana ICS-200.

Ricetrasmittitore UHF (UHF Transceiver)
UHF Rockwell-Collins AN/ARC-159(V)-2

Ricetrasmittitore VHF AM/FM (VHF AM/FM Transceiver)
VHF Rockwell-Collins AN/ARC-186(V).

IDENTIFICATION SYSTEM

Apparato IFF (IFF communication)
FIAR/Bendix AN/APX-100(V)

NAVIGATION SYSTEM

Apparato TACAN (TACAN Transceiver)
Rockwell-Collins AN/ARN-118(V)1

Apparato VOR/ILS (VOR/ILS Receiver)
Rockwell-Collins 51 RV-4C

Apparato ADF LF(ADF Receiver)
Rockwell-Collins DF-206

UHF ADF (UHF ADF Receiver)
Rockwell-Collins AN/ARA-50

AREA NAVIGATION SYSTEM COMPUTER

Marconi-Elliot AD-262C

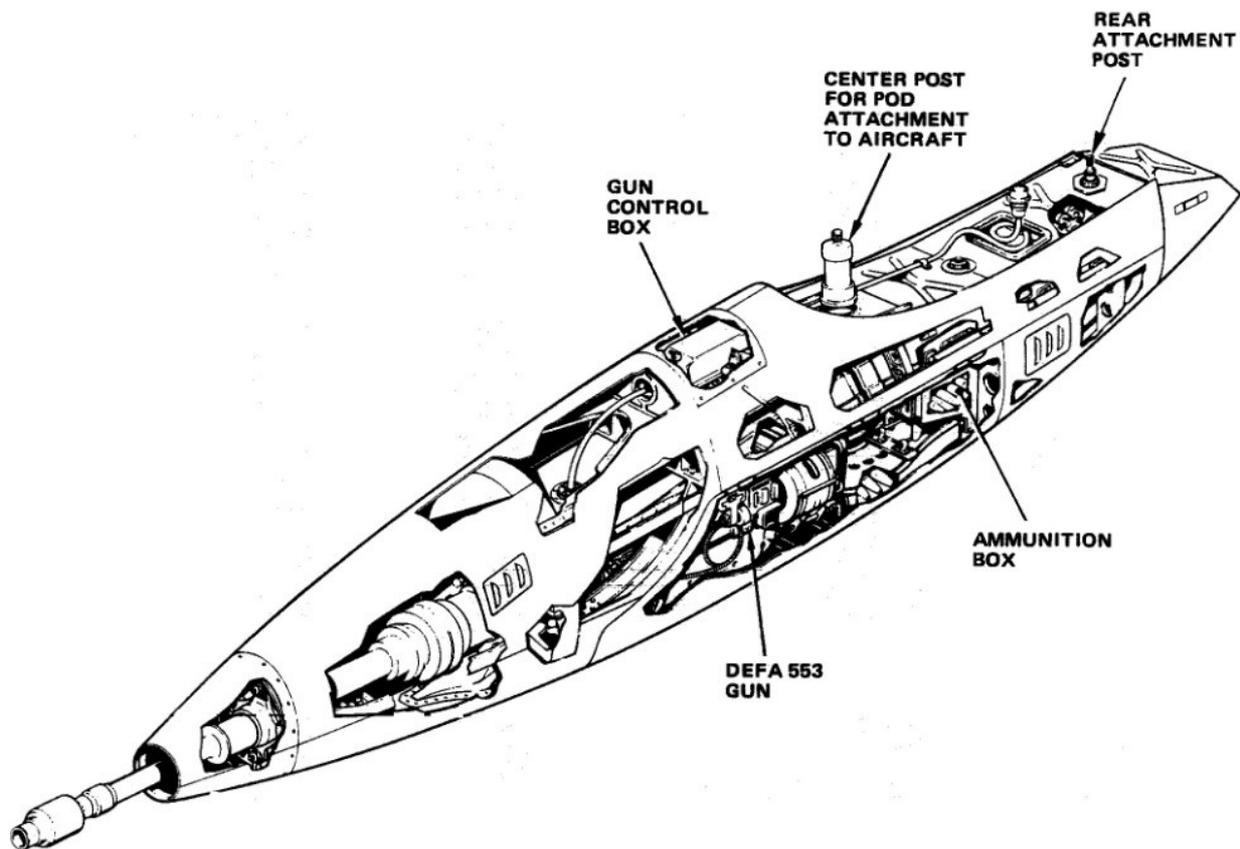
Impianto armamento (ARMAMENT AND EXTERNAL STORES)

Il velivolo MB339A è stato progettato per essere utilizzato anche come piattaforma armata per il supporto aereo ravvicinato e per l'addestramento al tiro reale. Il sistema armamento consiste in sei stazioni subalari per carichi esterni complete di sistema di controllo e circuiti di sicurezza oltre alla predisposizione per l'installazione di un collimatore giroscopico in entrambe gli abitacoli. Alle stazioni subalari numero 2 e 5 possono essere installati due pod di produzione Aermacchi per un cannone automatico Giat DEFA 553 calibro 30 mm. con 120 colpi nel magazzino. I piloni subalari sono predisposti per supportare varie combinazioni di carico bellico per un valore massimo di 1820 kg (4000 Lbs). Ogni pilone subalare incorpora una scatola di sospensione del tipo MA-4A che dispone di ganci NATO standard con spaziatura da 14 pollici come previsto dalla specifica MIL -A-8591D. I piloni subalari numero 2; 3; 4 e 5 hanno una capacità di carico pari a 454 kg (1000 lbs) mentre i piloni subalari esterni nella posizione 1 e 6 hanno una capacità individuale di 340 kg (750 lbs). In alternativa ai pod cannoni da 30 mm possono essere installati, sempre nelle stazioni 2 e 5, due pod subalari per due mitragliatrici tipo AN/M-3 da 12.7 mm con circa 300 colpi nel magazzino. L'impianto armamento dispone dei seguenti circuiti elettrici di controllo e funzionamento:

- Sgancio di emergenza in sicurezza (Salvo Mode) (Store Emergency Release Circuit)
- Circuito di sparo dei cannoni (Gun Firing Circuit)
- Circuito di sparo pod (Podded Gun Firing Circuit)
- Circuito di sparo razzi non guidati (Rocket Firing Circuit)
- Circuito di sgancio bombe (Bombs and Special Loads Release)
- Circuito di alimentazione collimatore giroscopico (Gunsight Power Supply Circuit)
- Circuito di alimentazione della foto-mitragliatrice (Gun Camera Power Supply Circuit)



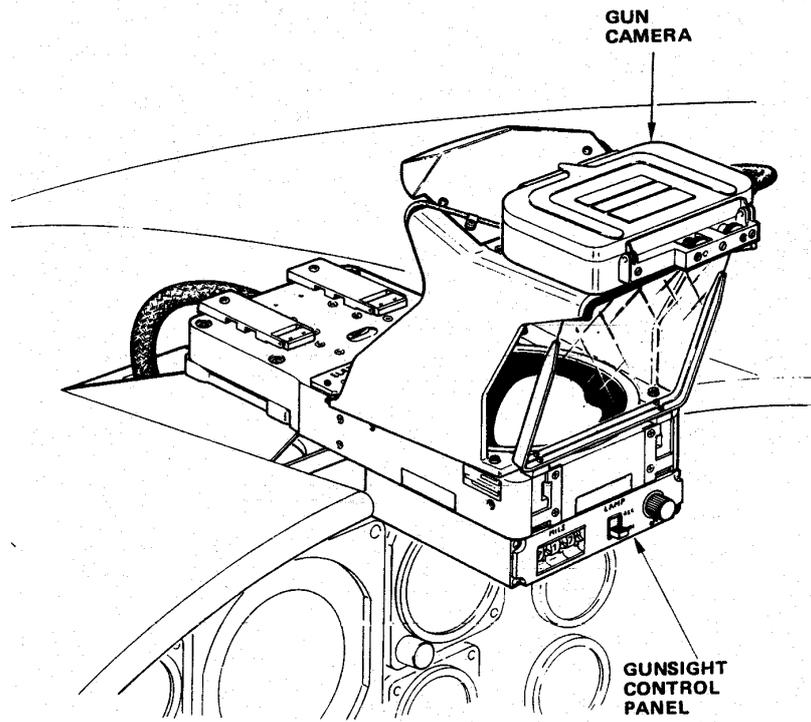
Il Pod cannone DEFA 553 Installato nella stazione 2 di un MB339A dell'AMI



Schema generale del Pod cannone DEFA 553 da 30 mm.

Collimatore Giroscopico(GUNSIGHTING SYSTEM)

Il velivolo dispone di un collimatore giroscopico Aeritalia SAAB RGS2 installato alla sommità del cruscotto di entrambe gli abitacoli. Il collimatore è collegato ad un computer di tiro (Computer Gyro Unit) installato nel compartimento avionico anteriore. Questo collimatore permette di effettuare tiri aria-aria avendo precalcolato il valore di deflessione del tiro su due distanze preventivamente collimate (600 m per il tiro con i cannoni e 300 m per il tiro con mitragliatrici).



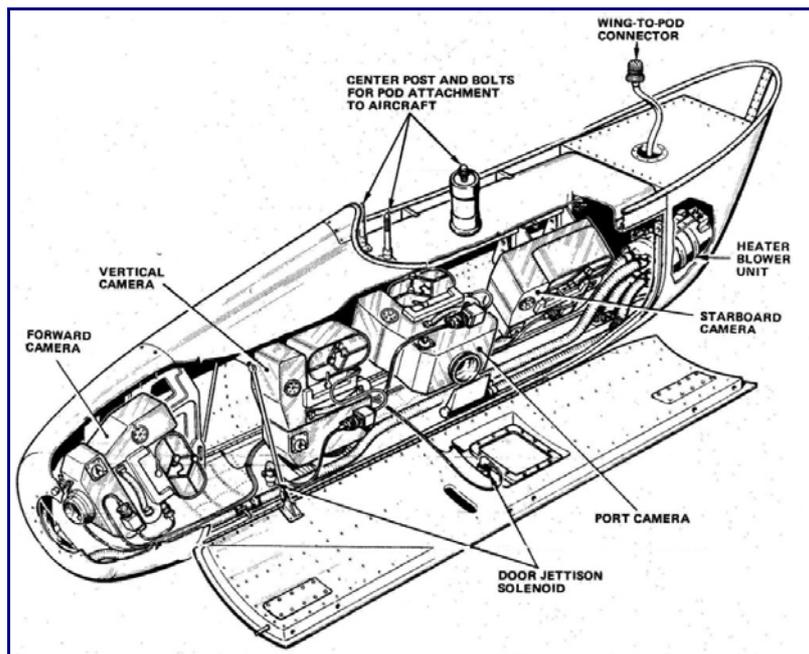
Collimatore giroscopico SAAB RGS2 e installazione della cine-fotomitragliatrice Teledyne

Nella stessa maniera calcola automaticamente il valore dell'angolo di depressione nel tiro aria-terra. Il collimatore dispone di uno schermo ottico da 4 pollici per la visione binoculare. Il pilota può selezionare quattro tipi di reticolo di puntamento (due per il tiro aria-aria e due per quello aria-terra) e l'intensità luminosa dello stesso reticolo per aumentarne o diminuirne il contrasto.

Il collimatore può essere equipaggiato con una cine-mitragliatrice automatica modello TELEDYNE TCS 116-2 che permette di registrare su pellicola fotografica il reticolo e il bersaglio durante la sequenza di fuoco.

Sistema di Ricognizione Fotografica (PHOTO-RECONNAISSANCE SYSTEM)

Il sistema di ricognizione fotografica del velivolo MB339A consiste principalmente in un pannello di controllo installabile nella consolle di destra dell'abitacolo anteriore, in un pod fotografico di progettazione e realizzazione Aermacchi installabile nella stazione 3 dell'ala sinistra e in un grilletto per l'attivazione delle macchine da ripresa posizionato sull'impugnatura della barra di comando dell'abitacolo anteriore. Il pod fotografico contiene quattro fotocamere Vinten da 70 mm ad alta velocità di ripresa con una capacità di circa 500 fotogrammi ciascuna, un sistema per la pressurizzazione del pod e il riscaldamento/antiappannamento delle lenti delle fotocamere e un sistema per rimuovere le protezioni delle finestre di ripresa del pod.



Disposizione dei componenti all'interno del Pod Fotografico

3 PARTE

Premessa alla terza parte

Riteniamo necessario fare una breve premessa prima di proseguire con la narrazione di questa terza parte del nostro approfondimento sul velivolo MB339. La descrizione dei fatti riportati è una testimonianza diretta dell'autore che oltre alla parte narrante ci racconterà il volo officina anche con immagini tratte dai suoi archivi personali. In particolare i fatti elencati si riferiscono al quinto esemplare di un lotto di venticinque velivoli MB339A. L'autore ha scelto di usare il tempo presente, ma i fatti narrati si riferiscono a una attività di volo risalente a diversi anni fa, per questo motivo se si riscontrano eventuali imprecisioni o inesattezza vi chiediamo di tenere sempre in considerazione che è passato diverso tempo e che attualmente certe procedure e comportamenti non sono più in uso.

La descrizione ha lo scopo di far comprendere quello che effettivamente avviene nel corso di un collaudo di produzione, dove devono essere verificate le condizioni di progetto e di funzionamento di un velivolo di serie appena uscito dalla linea di montaggio o di revisione.



Il velivolo MB339A in preparazione prima del 1° volo officina.

Un velivolo di nuova costruzione viene assemblato presso lo stabilimento di Aermacchi a Venegono Inferiore. La costruzione di un velivolo MB339A avviene attraverso il passaggio in 7 stazioni di montaggio. Nelle varie fasi successive viene completato l'assemblaggio e il collaudo dei vari sistemi ed impianti che da, una fusoliera completamente vuota e priva di qualsiasi accessorio, portano ad un velivolo completo e pronto per esser trasferito presso la linea di volo per i collaudi e le prove di volo. In ogni stazione viene eseguito il montaggio e il relativo collaudo di impianti e dei relativi accessori e solo al termine di ogni collaudo con esito positivo, il velivolo procede per la stazione di montaggio successiva. Questa premessa è un passo importante d'obbligo per far comprendere come anche il primo volo officina e i voli di collaudo successivi debbano essere considerati parte integrante del processo di costruzione del velivolo. Il volo officina viene considerato il volo nel quale si esegue un programma di verifiche delle prestazioni e di funzionamento di tutti gli impianti e sistemi, con particolare riguardo al controllo della stabilità longitudinale e laterale, il controllo dello stallo nelle varie configurazioni, i parametri funzionali e caratteristici del motore durante la salita, le prestazioni in accelerazione e il comportamento durante la riaccensione. Sempre in questo tipo di volo vengono effettuate manovre ad alto valore di G positivo e negativo per stabilizzare la struttura (la triangolazione definitiva del velivolo viene fatta dopo i voli prova), e verificare il comportamento dell'aeroplano durante il G-stallo. Vengono inoltre eseguite delle procedure per verificare il funzionamento in emergenza di alcuni specifici impianti, come quello idraulico, l'impianto di condizionamento e pressurizzazione nonché la prova di estensione del carrello in condizione di emergenza. Al termine del volo viene redatto un rapporto di volo di collaudo in cui vengono segnalati i difetti e le discrepanze rilevate dall'equipaggio di prova. Questo rapporto permetterà ai tecnici di terra di effettuare le opportune correzioni e regolazione in maniera tale da eliminare tutti gli inconvenienti riscontrati nel volo officina.

I voli successivi sono voli di controllo, nei quali il programma di volo è molto più limitato in quanto si deve verificare che le azioni correttive abbiano effettivamente riportato le prestazioni del velivolo entro i parametri previsti. Quando, a giudizio del pilota collaudatore, il velivolo è perfettamente aderente allo standard di volo e di funzionamento, viene eseguito il "volo di collaudo ditta", volo che determina, soprattutto in termini amministrativi, il completamento della costruzione del velivolo e di fatto

permette la presentazione dello stesso, al collaudo da parte del cliente.

Il volo di collaudo del cliente è nella pratica un nuovo volo officina, in cui un pilota o un tecnico di volo gerarchicamente appartenenti all'organizzazione tecnica ed operativa dell'acquirente, testano il velivolo e ne verificano la piena rispondenza ai parametri di volo e al capitolato tecnico di acquisto. Al termine del volo il velivolo viene formalmente accettato dal cliente e vengono iniziate le procedure per la consegna mediante il trasferimento con un volo ferry o mediante lo smontaggio per il trasporto via container.

Fase preliminare

Un velivolo nuovo pronto per i voli di collaudo raggiunge il Campo Volo Ditta dove il personale tecnico e lo staff della linea di volo lo appronta per il suo primo volo. L'aeroplano non è ancora terminato solo dal punto di vista estetico: la verniciatura definitiva deve essere ancora completata e sono presenti soltanto gli stencil di sicurezza e Warning.

Viene eseguita da parte dei tecnici di terra un'ispezione particolareggiata che prevede un controllo visivo di tutte le installazioni e componenti accessibili attraverso i portelli e gli accessi previsti, con particolare riguardo a quelle relative al motore, ai seggiolini eiettabili e ai comandi di volo. Sul bordo d'attacco di entrambe le semiali, vengono fissati con del nastro adesivo ad "alta velocità", gli angolari di stallo che vengono posizionati mediante una dima di riferimento. Gli angolari di stallo permettono al velivolo di effettuare la manovra di stallo in maniera bilanciata. Durante le prove di stallo in configurazione pulita, si verificherà il comportamento e in base alle velocità caratteristiche e alla dissimmetria della manovra si agirà poi, a terra su uno o entrambe gli angolari, riposizionandoli in maniera da rendere bilanciata la manovra di stallo e/o aggiustare la velocità di riferimento.

Il motorista, o il tecnico di volo, prepara il volo officina controllando i lavori di approntamento sul nuovo velivolo da parte dei tecnici e preparando il briefing pre-volo con il pilota collaudatore designato. In questa fase vengono rilevati i dati caratteristici del motore e i risultati ottenuti nella prova motore effettuata a punto fisso, i quali andranno poi verificati e comparati con quelli rilevati nella prova di volo. Sempre in questa fase di preparazione vengono verificati i dati caratteristici della pesata per rilevare i dati di MTOW e di bilanciamento per il calcolo delle velocità critiche e di stallo nelle varie configurazioni. Vengono inseriti e memorizzati nell'RNAV i waypoint per la navigazione in area di prova, come pure le frequenze radio per la navigazione e le comunicazioni.

Il volo di collaudo viene effettuato da un pilota collaudatore della ditta e da un motorista di volo o da un tecnico di volo abilitato. Le prove prevedono di eseguire un profilo di volo schedulato da un cartellino di missione che richiede una serie di rilievi e controlli da effettuare durante la salita, la stabilizzazione a varie quote e durante la manovra di discesa.



Walk-around sulla linea di volo

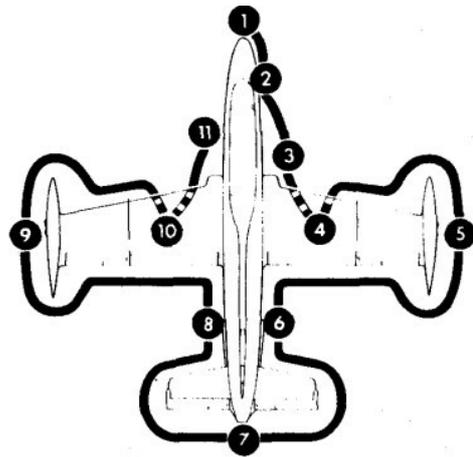
Il pilota collaudatore è il responsabile del collaudo, della condotta del velivolo e delle relative manovre oltre alla verifica della strumentazione nell'abitacolo anteriore, mentre il motorista o il tecnico di volo, si occupa di controllare la strumentazione nell'abitacolo posteriore, il rilievo dei parametri caratteristici del motore durante la salita, la verifica funzionale degli impianti attraverso la lettura della strumentazione e la trascrizione dei risultati sul cartellino di volo prova. Nel corso di ulteriori voli di prova in caso di specifici problemi, altre figure tecniche possono partecipare per verificare e trovare la soluzione per la risoluzione del problema.

Il volo officina

Quando il velivolo viene consegnato "pronto al volo" dal responsabile tecnico di linea, viene designato il pilota collaudatore e il "motorista" che effettueranno la prova. Vengono attivate le assicurazioni e preparato il piano di volo. Il velivolo pronto al volo viene preparato dagli specialisti e trainato nell'area di parcheggio. La prima fase di un volo officina consiste nell'ispezione prevolo seguendo il walk-around standard. (vedi tabella alla pagina seguente).

- CONDITIONS:**
- Flaps and speedbrake - Down
 - Flight controls - Unlocked
 - Covers - Removed
 - Areas, free from objects that could be ingested by the engine
 - Fire extinguisher - Available

- GENERAL ITEMS:**
- Breakage, distortion, loose screws or rivets
 - Damage to metal skins
 - Security of panels or doors
 - Fuel, oil and hydraulic fluid leaks



1. FUSELAGE NOSE

- Pitot (2) - Unobstructed
- Upper IFF antenna - Condition, security

2. NOSE LANDING GEAR

- Landing gear doors - Condition and security
- Taxi light - Condition and security
- Shock absorber - Extension
- Tire - Condition, inflation

3. RIGHT FORWARD FUSELAGE

- A.O.A. transmitter - Unobstructed
- Ram air intake - Closed
- Windshield and canopy - Condition
- Air conditioning air intake - Unobstructed
- Engine air intake - Unobstructed, condition
- Speedbrake compartment - Condition

4. RIGHT MAIN LANDING GEAR

- Landing gear down - Condition and security
- Tire - Condition and inflation
- Shock absorber - Extension
- Distance tube - Removed
- Wheel chock - As required

5. RIGHT WING

- Tip tank - Security and condition
- Navigation light - Condition
- Filler cap - Closed
- Aileron and tab - Condition, movement and plays
- Flap - Condition, plays, bonding, actuating rods

6. RIGHT AFT FUSELAGE

- Battery compartment - Batteries for condition
- Hydraulic reservoir cap for tightening
- Engine bay - Oil tank cap for tightening
- Circuit breakers engaged
- Upper TACAN antenna - Condition security
- Static port - Unobstructed
- Engine bay cooling intake - Unobstructed
- Strake - Condition

7. EMPENNAGES

- Rudder and tabs - Condition, movement, plays
- Ice detector - Condition, security
- VOR/ILS antenna - Condition, security
- Anti-collision light - Condition
- Navigation lights - Condition
- Elevator and tabs - Condition, movement and play
- Jet pipe - Dry and conditions
- Outside air temperature sensor - Condition, security

8. LEFT AFT FUSELAGE

- Strake - Condition
- Engine bay cooling intake - Unobstructed
- Static port - Unobstructed
- Lower TACAN antenna - Condition, security
- DME antenna - Condition, security
- V/UHF-Df antenna - Condition, security
- Lower IFF antenna - Condition, security
- Electrical panel - Circuit breakers engaged
- Engine bay - BOV unobstructed and clean
- Battery compartment - Accumulator pressure gauges for correct pressure (860 psi min)

9. LEFT WING

- Flap - Condition, plays, bonding, actuating rods
- Aileron and tab - Condition, movements and plays
- Tip tanks - Security and condition
- Navigation light - Condition
- Filler cap - Closed
- Landing light - Condition

10. LEFT MAIN LANDING GEAR

- Landing gear doors - Condition and security
- Tires - Condition and inflation
- Shock absorber - Extension
- Distance tube - Removed
- Wheel chock - As required
- Changeover switch - Condition

11. LEFT FORWARD FUSELAGE

- Engine air intake - Unobstructed, condition
- Windshield and canopy - Condition

Il velivolo è preparato in configurazione “pulita” (nessun pilone esterno o carico esterno installato) e rifornito col pieno completo di carburante: con il serbatoio centrale e tip tank in configurazione FULL il totale del combustibile imbarcato è di 1413 litri pari a 1152 kg. Terminato il giro di controllo si sale a bordo: il pilota collaudatore nel cockpit anteriore mentre il tecnico di volo, che per questa occasione sono io, in quello posteriore. Attraverso i predellini salgo a bordo e si comincia ad eseguire la lunga procedura di imbracatura al seggiolino eiettabile Martin Baker MK10. Per prima cosa si fanno passare i cordoni azzurri del sistema del “Retainer Legs” negli anelli delle “giarrettiere” che si collegano negli appositi fori di blocco, quindi si collega il tubo della tuta anti-G e si regola, con l’indicazione del proprio peso (96 Kg!) il selettore di spinta posto sulla sinistra del sedile.

Terminate queste serie di operazioni, con l’aiuto dello specialista si completa l’imbracatura al sedile stando bene attento ad avere gli spallacci ben aderenti alle spalle e che il cuscino lombare non preme troppo sulla schiena. L’operazione è completata indossando il casco, collegando poi la connessione dell’ossigeno e il cavetto radio alla “quick disconnection” situata alla sinistra del sedile. Appena prima di indossare la maschera dell’ossigeno si effettua il test mediante il pulsante posto sul regolatore fissato a destra del sedile.



Da questo momento si comincia a lavorare: con un gesto della mano il pilota mi avvisa che è pronto a dare “Battery”. Appena l’interruttore viene posto su ON, il velivolo comincia a prendere vita!

Si inizia quindi con le prove delle comunicazioni interfoniche tra me e il pilota regolando il corretto volume e la soglia di squelch sul quadretto interfonico. Dopo questo controllo siamo pronti per fare la check-list prevolo riportata nel cartellino di prova. Io leggo la nota ad alta voce, eseguo i controlli di mia pertinenza del cockpit posteriore, il pilota esegue quelli nel cockpit anteriore riportandomi il risultato e quindi io spunto la voce sul cartellino. Se ci sono annotazioni o altro da riportare cerco di scrivere un geroglifico di fianco, sperando poi dopo di riuscire ad interpretare lo scarabocchio al debriefing! Terminata la check-list, siamo pronti per la messa in moto. Il pilota chiama in frequenza la biga per

l'autorizzazione alla messa in moto. Una volta ottenuta l'autorizzazione, iniziamo la procedura di avviamento. Anche in questa occasione, le comunicazioni tra me e il pilota sono strettamente legate al controllo incrociato della strumentazione e nel coordinamento nel rilevare i tempi e i parametri caratteristici del motore. Per prima cosa si effettuano i controlli sulla libertà di movimento di entrambe le manette motore e si verifica la conferma da parte del personale di terra, infatti nel momento in cui si aziona il pulsante "RELIGHT" presente su entrambe le manette, le candlette di accensione si attivano emettendo un suono caratteristico. Ora siamo davvero pronti per mettere in moto il Viper. Un'occhiata all'esterno per vedere che l'area davanti al velivolo è libera e ottenuta la conferma da parte dello specialista si procede. Al "via", il pilota aziona il pulsante "STARTER" e io faccio partire il cronometro. Quasi immediatamente si sente il caratteristico sibilo dello starter-generator e la lancetta del tachimetro inizia a muoversi in senso positivo. Entro 7 secondi il motore deve aver completato la fase di "Ignition" e dopo 15 secondi, l'avviamento deve essere completato e i parametri devono stabilizzarsi nei valori caratteristici di "IDLE". Durante l'avviamento devono essere osservati gli indicatori dei giri, l'indicatore dell'EGT e soprattutto l'indicatore della pressione dell'olio lubrificante. Se non c'è riscontro di incremento di pressione entro 10 secondi dallo "STARTER" bisogna abortire la messa in moto ed eseguire i controlli previsti dal manuale.

Un volta completata la messa in moto e verificati i parametri caratteristici, si mantiene il motore al minimo per circa due minuti. Si esegue quindi la prova funzionale di riaccensione. Si porta rapidamente la manetta in posizione STOP lasciando diminuire i giri del motore fino al 30% Rpm.



Appena si raggiunge il target previsto si riporta rapidamente la manetta motore in posizione IDLE premendo contemporaneamente il pulsante rosso RELIGHT fino al momento in cui la temperatura del getto inizia ad aumentare confermando la perfetta riaccensione del motore. Contemporaneamente va verificato che il motore raggiunga il suo regime di IDLE senza alcun fenomeno di stallo o di "rumbling".

Dopo questo controllo si effettua il check dell'impianto idraulico e del sistema di servocomando degli alettoni. Il pilota aziona l'interruttore guardiolato "AIL SERVO" in posizione OFF ed entrambe verificiamo l'accensione della relativa "Warning Light" AIL SERVO sul pannello di avviso. Si effettua un'escursione completa fino ai fine corsa della barra di comando per verificare che, anche con il servocomando idraulico inattivo ci sia la completa libertà di movimento degli alettoni. Rimesso in posizione "ON" l'interruttore "AIL SERVO" si verifica nuovamente la libertà di escursione e il regolare autocentraggio del comando laterale. Adesso è il momento di verificare il funzionamento dell'impianto

antighiaccio del motore avanzando la manetta del motore fino al raggiungimento del 60% di Rpm. Stabilizziamo il motore a quel regime di rotazione, letti e riportati i dati caratteristici, il collaudatore aziona l'interruttore "ANTI-ICE/ENGINE" controllando che entro pochi secondi le relative indicazioni nei cockpit diventino "zebrate", che il regime motore abbia una caduta di circa il 2% Rpm accompagnato da un aumento dell'EGT di circa 20° C. Si aziona quindi l'interruttore "ANTI-ICE/ENGINE" nella posizione di TEST per un paio di secondi verificando che gli amperometri diano indicazioni di un sensibile aumento del carico elettrico del generatore principale e di quello ausiliario. Rimaniamo sempre con il motore al 60% Rpm per effettuare controllo del sistema antipioggia funzioni regolarmente verificando, con l'aiuto esterno dello specialista, che portando l'interruttore "WINDSHIELD RAIN RMLV" in posizione ON, esca un getto di aria calda dai forellini presenti alla base del trasparente del parabrezza anteriore.

Effettuati questi controlli funzionali, si riporta il motore al minimo di giri e si effettuano, con l'aiuto di uno specialista, alcuni check riguardanti il corretto funzionamento delle luci di navigazione, del faro di rullaggio e di quello d'atterraggio. Si controlla inoltre, il corretto funzionamento dell'aerofreno verificando che io, dall'abitacolo posteriore possa azionarlo liberamente, in maniera tale da escludere il comando posto sulla manetta anteriore. All'esterno gli specialisti controllano il funzionamento dei trim elettrici delle superfici di comando verificandone la corretta escursione ed indicazione e riportando con dei gesti convenzionali al pilota, la direzione e il corretto movimento. Controlliamo con un veloce cross-check la strumentazione motore e impostiamo il QNH di Venegono. Il pilota sblocca il tettuccio e dopo la chiusura verificiamo in entrambe gli abitacoli la corretta chiusura e lo spegnimento della luce "CANOPY". La mia prima preoccupazione è quella che, essendo di statura elevata, mi devo assicurare di avere sufficiente spazio tra la sommità del casco e il trasparente del tettuccio. Rimuovo il "Safety Pin" del seggiolino eiettabile e dopo averlo mostrato allo specialista di terra, lo posiziono nella sua sede di riposo sulla mastra sinistra del tettuccio.

Da questo momento il seggiolino è armato e pronto all'uso. Gli ultimi dettagli riguardanti le procedure di sicurezza e di emergenza mi vengono ricordate dal pilota e quindi siamo pronti a muovere dal parcheggio verso la pista per il decollo. Appena rilasciato il "PARKING BRAKE", il pilota esegue una brusca frenata per verificare il corretto funzionamento dei gruppi frenanti e saggiare l'uniformità della frenata. La stessa cosa la replico io dalla pedaliera posteriore. Salutati con un gesto della mano i tecnici di terra ci avviamo lentamente verso il raccordo che porta alla testata pista. Nel corso del rullaggio controlliamo il regolare funzionamento dell'impianto steering, sterzando a destra e a sinistra rispetto alla linea mediana tracciata sul raccordo. Si controlla inoltre il centraggio del carrello anteriore verificando che senza applicare i freni e con il comando dello steering disinserito la traiettoria del velivolo rimanga perfettamente rettilinea. Appena prima di raggiungere il punto previsto per i controlli predecollo, prima il pilota dal cockpit anteriore e poi io da quello posteriore proviamo la funzionalità del freno di emergenza, applicandolo con cautela e con graduale incremento in maniera da verificarne il corretto ed uniforme funzionamento su entrambe i gruppi frenanti.

Raggiunto il punto previsto per i controlli predecollo, effettuiamo i controlli motore a "Full Power". Con la manetta posizionata in IDLE si inizia controllando e registrando i parametri di pressione olio, i giri motore e la temperatura del getto. Quindi il collaudatore avanza rapidamente la manetta motore verso la posizione FULL e verificiamo che il motore acceleri senza alcun fenomeno di stallo del compressore.

Il mio compito in questa fase è quello di controllare e registrare i parametri motore verificare la corsa morta della throttle e cronometrare i tempi di accelerazione tra il 60% e il 98% di Rpm. Abbiamo raggiunto il 100% Rpm e quindi attendiamo circa 30 secondi per far stabilizzare il motore alla spinta massima per poi effettuare le letture relative ai giri massimi del motore, alla temperatura del getto, la pressione dell'olio e il valore di flussometro. Anche in questo caso devo controllare che i

parametri letti dal pilota sul cruscotto anteriore non discostino da quelli che leggo io sugli strumenti del cruscotto posteriore. Con il motore al massimo regime si verifica anche che il “Parking Brake” mantenga il velivolo ancorato a terra e non ci sia la tendenza del velivolo a “scivolare” sulla pavimentazione. Si riporta la manetta nella posizione IDLE e dopo una breve comunicazione tra di noi, siamo pronti a decollare. Il pilota comunica le intenzioni alla biga e procede lentamente verso il pettine che delimita la soglia pista. In maniera del tutto automatica procedo a controllare e serrare tutti i cinghiaggi e i collegamenti al seggiolino eiettabile, eseguo di nuovo il test sul pulsante della valvola anti-G provocando il leggero gonfiaggio della tuta nella parte lombare e mi sistemo il cosciale dove è fissato il cartellino di prova.

Un altro sguardo fuori e davanti verso il muso: la giornata è molto bella e luminosa e in lontananza si vede il massiccio del Monte Rosa ancora imbiancato dalla neve. Mi aggiusto meglio gli occhiali da sole, abbasso la visiera e mi preparo per il decollo. Il velivolo che stiamo provando ha una massa al decollo di circa 4400 Kg ed è in configurazione pulita. Iniziamo la corsa di decollo e il velivolo accelera molto velocemente fino a 100 KIAS. Pur controllando gli indici degli strumenti del motore, con la coda dell’occhio vedo sfilare velocemente alla mia destra gli stabilimenti della ditta. A 110 nodi iniziamo la rotazione e a 120 KIAS siamo in volo, raggiunti i 150 KIAS, i flaps e il carrello vengono retratti, verificiamo che i tempi di retrazione siano regolari e le relative indicazioni siano corrette.

Iniziamo la salita con un rateo di 5000 Ft/min virando a destra in direzione di Vedano Olona per poi proseguire verso nord-ovest in direzione del Lago Maggiore e la zona di prova a nord di Novara. Siamo autorizzati dall’ATC a salire fino a FL 400 per completare tutta la sequenza di controlli e il rilievo dei dati di volo. La salita prevede il controllo incrociato dei parametri ogni 10.000 ft di quota che riporto in un apposita griglia prestampata del cartellino di volo prova. I parametri da leggere e riportare sono i seguenti: IAS, ENG Rpm, EGT, F/F, Oil Pressure, Fuel Q.ty, Cabin Altitude, LOAD GEN 1 e 2, Hyd Press e le differenze lette tra i gli strumenti dei due cruscotti.

Il piccolo 339 si arrampica molto bene, anche se la spinta del motore non è molto generosa. Arrivati a quota 40.000 Ft , il pilota livella il velivolo per iniziare tutto il programma di controlli previsti per valutare le caratteristiche del nostro Viper.



Per prima cosa si controlla la corsa morta della manetta, cioè si verifica che dalla posizione FULL, mantenuta per tutta la salita, si procede a spostare lentamente all’indietro la manetta fino a quando si nota un calo di giri sul tachimetro. A questo punto si misura l’entità dello spostamento facendo un

segno con la matita. Quindi si porta la throttle completamente indietro nella posizione di IDLE e, mantenendo la quota di volo e cronometrando il tempo, controlliamo che dopo un minuto la quota cabina non superi il valore indicato di 25.000 Ft. Sempre con il motore al minimo controlliamo anche che il motore abbia un valore di rotazione non inferiore al 75% Rpm e che il valore dell'EGT non sia superiore a 200 °C. A questo punto siamo pronti per effettuare la prova di accelerazione in quota. Il pilota avanza rapidamente la manetta da IDLE a FULL e verificiamo che il Viper acceleri in maniera uniforme, senza alcuno stallo del compressore, e che la temperatura EGT dello scarico non superi il valore imposto dal limitatore di temperatura. Questa volta non è stato necessario ripetere la prova e quindi proseguiamo con le altre prove per verificare le caratteristiche di comportamento del velivolo ad alto numero di Mach. Scendiamo con una leggera affondata fino a raggiungere il numero di Mach limite entro la quota indicata di 25.000 Ft. Nel corso dell'affondata si presenta il fenomeno di buffeting. Questo fenomeno è generato dalla compressibilità dell'aria: normalmente il buffeting si presenta a velocità superiori a .76 di Mach. Nel nostro caso il valore è di poco superiore a .78 di Mach e quindi registriamo il numero massimo di Mach raggiunto e il corrispettivo valore di giri motore. Appena dopo aver raggiunto la velocità massima, il pilota riporta indietro la manetta nella posizione di IDLE ed estrae il grande aerofreno ventrale per ridurre immediatamente la velocità.

L'estrazione dell'aerofreno provoca un immediato scadimento della velocità dell'aeroplano e provoca il primo sgradevole effetto di decelerazione al mio stomaco. Nel momento in cui l'aerofreno viene estratto la sua azione è immediata e l'effetto è molto simile alla sensazione che si ha quando si esegue una frenata estremamente decisa sulla propria auto. Raggiungiamo la quota di 20000 Ft e, portando il motore ad un regime di circa 80/90% Rpm, effettuiamo il controllo del sistema di condizionamento, sia nella condizione "AUTO" che in "MANUAL". Questa prova è sempre accompagnata da un piccolo fastidio alle orecchie! Sempre in questa fase del volo controlliamo il funzionamento dell'impianto combustibile e verificiamo che il sistema di travaso del combustibile funzioni correttamente, permettendo che il cherosene venga trasferito regolarmente dai serbatoi d'estremità al serbatoio centrale di fusoliera.



Effettuiamo di nuovo il controllo incrociato dei parametri e quindi il pilota stabilizza il velivolo a circa 280 KIAS per eseguire le prove sul comando laterale. Mi sistemo meglio sulla seduta del seggiolino e cerco di tenere le gambe e le ginocchia il più distanti possibili dalla barra di comando al fine di evitare interferenze durante le escursioni del comando. Alla velocità di 280 KIAS il velivolo viene livellato in volo rettilineo verificando le indicazioni del trim longitudinale, delle barre di assetto dell'ADI e le indicazioni dell'AOA. Dopo aver verificato il comportamento del velivolo, il pilota attiva l'interruttore guardiolato "AIL SERVO" provocando la disconnessione degli attuatori dei servocomandi idraulici degli

alettoni.

Nel momento in cui si escludono i servocomandi controlliamo che il movimento sulla barra sia limitato e transitorio e che il velivolo non inneschi alcun movimento di rollio, né verso destra né verso sinistra. Nel nostro caso il comportamento del velivolo è stato da “manuale” e quindi il pilota rimette l'interruttore “AIL SERVO” in condizione OFF. Anche nella manovra di inserimento dei servocomandi controlliamo il comportamento e l'assetto dell'aeroplano. Se ci fossimo trovati in una condizione in cui, al momento di portare in “MANUAL” il servocomando, si fosse presentata una evidente condizione di rollio, il pilota sarebbe intervenuto sul trim laterale e direzionale per correggere la deviazione e riportare il velivolo in condizione di volo rettilineo. La posizione dei trim non sarebbe stata corretta fino al rientro a terra in maniera da permettere ai tecnici di rilevare lo scostamento dalla posizione di neutro ed effettuare di conseguenza la regolazione della posizione di “nullo” di entrambe le alette trim. Siamo volando ancora ad una quota di volo di circa 20000 Ft e adesso iniziamo la sequenza di prove più intense dal punto di vista dello stress fisico e psichico. Stabilizziamo il velivolo ad una velocità di circa 120 KIAS portando la manetta motore in posizione IDLE; io registro i valori di Rpm e la temperatura del getto EGT che non deve essere inferiore ai 200 °C.

Dopo circa un minuto siamo pronti ad effettuare il controllo dell'accelerazione e lo spegnimento del motore. Sono pronto con il cronometro e al mio “via” il collaudatore avanza rapidamente la throttle nella posizione FULL: il Viper accelera in maniera uniforme e senza alcun fenomeno di stallo del compressore. Anche il velivolo accelera immediatamente con una progressione davvero spettacolare! Livellato di nuovo il velivolo adesso siamo pronti alla prova di spegnimento e riaccensione. Il pilota rallenta di nuovo il velivolo a 120 KIAS riportando la manetta in posizione IDLE ed estraendo per pochi istanti l'aerofreno. Un'occhiata ai parametri del motore e quindi sposta la manetta in posizione STOP. Faccio partire immediatamente il cronometro e dopo un minuto verifico che i giri del motore non siano scesi sotto il 12% di Rpm, registro il valore dell'EGT, la velocità e il valore della quota cabina, che non deve essere scesa sotto il valore limite dei 15000 Ft. Adesso siamo pronti ad effettuare la riaccensione del Viper: il pilota riporta di nuovo la manetta nella posizione IDLE premendo contemporaneamente il pulsante rosso “RELIGHT” fino a quando il motore non accelera e raggiunge il 40% Rpm. Ovviamente devono essere controllati e registrati tutti i parametri caratteristici nonché i tempi prescritti dal costruttore del motore. Normalmente questo tipo di verifica viene effettuata solo nei voli officina o quando il motore è di nuova costruzione o appena uscito dalla revisione. Non è buona cosa pensare male, quindi si cerca di non considerare mai che cosa potrebbe succedere se il motore non si riavvia correttamente. In ogni caso la quota di volo e la zona geografica dove si effettuano queste prove ci permetterebbe di raggiungere facilmente la pista dell'aeroporto di Cameri o di Malpensa. Nel caso peggiore, comunque, resta sempre la soluzione estrema di utilizzare la maniglia “zebrata giallo-nera” che spunta sul davanti del sedile!

Ma anche oggi il buon Viper si è comportato molto bene e quindi proseguiamo il volo iniziando la fase di prove che riguardano i controlli alle basse velocità e quelli di manovrabilità.

Prima di affrontare le prove di stallo il pilota esegue ancora un paio di controlli. Siamo adesso stabilizzati al minimo di giri motore e, abbassando i flaps in posizione “DOWN”, verificiamo che in volo orizzontale la velocità minima trimmabile sull'asse longitudinale rimanga assolutamente inferiore ai 120 KIAS. Siamo pronti adesso ad effettuare le prove di comportamento allo stallo.

Prima di iniziare la sequenza di manovre, eseguo un controllo sulla quantità di carburante ancora presente nei serbatoi, verificando che il travaso di carburante dai serbatoi d'estremità sia stato completato e che dal controllo incrociato degli indicatori di quantità con il pilota, si confermi il completo svuotamento delle tiptank. Se per caso ci fosse ancora del carburante dovrei registrarne il valore residuo e la differenza tra i due serbatoi d'estremità, per poi effettuare il completo svuotamento mediante l'uso delle valvole di scarico rapido.



Mi preparo per fare il calcolo della massa totale del velivolo e verifico, sul diagramma che ho incollato sotto il cartellino di prova, il valore di velocità che il velivolo dovrebbe avere con un Angle of Attack di 0.45. Riporto il valore calcolato sul cartellino e lo comunico al pilota che effettua il trimmaggio dell'aeroplano ad una velocità indicata superiore di circa 20 KIAS di quella prevista allo stallo. Adesso siamo pronti: siamo a 20000 Ft con una velocità indicata di 140 KIAS e con l'indicatore AOA che segna perfettamente 0.45. Eseguiremo tre manovre di stallo nelle tre configurazioni caratteristiche: in assetto di crociera, di atterraggio e in assetto di decollo con un gradiente di fattore di carico non superiore a 1G. Lentamente il pilota trimma il velivolo provocando una leggera decelerazione. Attendiamo che la velocità scada lentamente e attendiamo che il fenomeno di "buffeting" si manifesti almeno 5 KIAS prima della velocità di stallo calcolata. Se tutto va bene, appena dopo il buffeting ci dobbiamo aspettare che possa avvenire una brusca caduta d'ala appena prima del fenomeno dello stallo. Ovviamente essendo il primo volo di questo aeroplano, gli angolari di stallo sono posizionati sul bordo d'attacco delle semiali in una condizione simmetrica e neutra e mantenuti in posizione con del nastro adesivo di alluminio alta velocità. Il loro scopo è quello di anticipare o ritardare il distacco della vena fluida in maniera da bilanciare il fenomeno e permettere al velivolo di stallare con le ali perfettamente simmetriche.

Circa 4 KIAS dopo il buffeting il velivolo stalla bruscamente a destra perdendo circa 300 Ft di quota. Lo stallo è stato brusco ed è stato accompagnato anche da una leggera vibrazione sulla cloche. Il pilota commenta e riporta il velivolo in condizione di volo rettilineo per riprovare la manovra e verificarne nuovamente il comportamento. Anche questa volta il velivolo ha lo stesso comportamento anche se, essendo entrambi preparati, l'impressione è stata che la caduta a destra sia stata meno decisa. Riporto i dati sul cartellino di prova e ripetiamo la manovra in configurazione di decollo. Comunico al pilota i nuovi valori di velocità in configurazione di decollo e quindi ci prepariamo a controllare il comportamento del velivolo in questa configurazione. I flaps vengono abbassati alla prima tacca segnata T/O e viene ripetuta la manovra. Anche in questa occasione il buffeting si presenta qualche nodo prima dello stallo, che avviene con la consueta caduta della semiala destra.

Con i flaps abbassati la velocità di stallo è più bassa rispetto alla crociera, ma la tendenza rimane quella di essere un paio di nodi sopra il valore teorico. Anche questa volta il pilota vuole riprovare per avere conferma delle velocità e dopo essere di nuovo in condizione di volo livellato e rettilineo riprova la manovra che conferma i dati rilevati nella prova precedente. Per ultimo effettuiamo la prova di stallo in configurazione di atterraggio. Riportato il velivolo in condizione di volo rettilineo, il pilota porta i flaps in posizione LDG e il velivolo viene rallentato fino a quando si presenta lo stallo. Come nelle precedenti

prove nelle altre configurazioni, anche nella configurazione di atterraggio il velivolo tende a “cadere” a destra e con un valore di velocità leggermente superiore al valore previsto.

Sicuramente al rientro dovranno essere modificate le posizioni degli angolari di stallo, abbassando di un paio di millimetri l'angolare di sinistra per anticipare lo stallo in quella semiala e garantire il bilanciamento della manovra. Saranno sicuramente necessari altri voli di controllo per collaudare le correzioni eseguite. Il collaudatore riconfigura il velivolo e lo stabilizza in volo orizzontale alla velocità di circa 200 KIAS. Adesso dobbiamo effettuare i controlli relativi al comportamento in G-stallo.

E' il momento più intenso e fisicamente più sofferto perché in questa fase del volo si dovranno sopportare le fastidiose conseguenze dettate dall'aumento del fattore di carico durante le manovre. Serro i cinghiaggi inguinali e gli spallacci, mi aggiusto meglio la maschera sul viso, ripongo la matita nel taschino sulla manica, posiziono le braccia lungo le mastre del tettuccio e comincio con la mia migliore interpretazione di “Potato Bag”. Il pilota inizia una virata a sinistra con un angolo di iniziale di circa 30 gradi e aumenta progressivamente il fattore di carico. Contemporaneamente muove la manetta in avanti, incrementando progressivamente la spinta del motore.

Comincio a serrare i muscoli addominali per contrastare la compressione della tuta anti-G e cerco di compensare, aumentando la frequenza della respirazione, la sensazione di schiacciamento che provo sul petto. Con gli occhi cerco di mantenere la visione esterna, per evitare di provare la sensazione di capogiro che l'orecchio interno registra. Istantaneamente cerco anche di guardare sul cruscotto davanti a me per vedere le lancette del G-metro e registrare visivamente quanti G positivi sto divertendomi ad incassare. Tutta la manovra richiede poco più di un minuto, ma io sono sempre più convinto che in quel momento il tempo si fermi!

Anche se sono abbastanza abituato ed allenato, faccio davvero fatica a rimanere concentrato e con la visione chiara, sotto fattore di carico positivo!

Il velivolo raggiunge agevolmente la condizione di G-stallo e per fortuna non ci sono stati fenomeni di autorotazione. Il pilota decelera e quindi livella il velivolo per eseguire la stessa manovra impostando la virata a destra, sempre con un angolo di bank intorno ai 30 gradi per verificare il comportamento in quella direzione.



La velocità angolare aumenta proporzionalmente al fattore di carico. Stesse sensazioni avute in precedenza e anche questa volta cerco di concentrarmi per evitare di soffrire troppo i G positivi. Al raggiungimento del G-stallo, l'aeroplano si comporta molto bene evitando di entrare in autorotazione e quindi il pilota riduce immediatamente motore e velocità riportando il velivolo in condizioni di volo rettilineo.

Un attimo di pausa per recuperare la corretta respirazione e trascrivere sul cartellino i risultati delle due prove e i parametri di quota e di residuo carburante e ci prepariamo per eseguire il controllo del G-stallo in condizione manuale, cioè con i servocomandi degli alettoni esclusi.

La prova è pressoché identica, soltanto che in questo caso, eventuali fenomeni di aspirazione dell'alettone che provocano l'autorotazione del velivolo non vengono assolutamente contrastati dal servocomando idraulico.

Nel caso del 339 questo fenomeno può accadere abbastanza facilmente in condizione manuale e di conseguenza ci aspettiamo che al raggiungimento della condizione di G-stallo il velivolo esegua da solo un tonneau dalla parte opposta alla virata. Oltretutto questa situazione non è molto simpatica perché questo fenomeno avviene senza preavviso e di conseguenza ed è abbastanza difficile da contrastare. Livelliamo di nuovo a 22000 Ft ad una velocità di 180 KIAS e il pilota attiva di nuovo l'interruttore guardiolato "AIL SERVO" scollegando gli attuatori dei servocomandi idraulici degli alettoni.

Un'occhiata alla quota, alla velocità e all'indicatore dell'AOA e di nuovo il collaudatore riporta il velivolo in virata a destra aumentando progressivamente la velocità incrementando la manetta motore. Sempre incollato al sedile dai G, mi rendo conto che in manuale il pilota sta faticando parecchio a mantenere costante il carico sulla cloche per mantenere in assetto il velivolo. Istintivamente cerco di mantenere le ginocchia il più distanti possibili dalla barra di comando per evitare di interferirne l'escursione.

Siamo al limite del G-stallo e improvvisamente il velivolo esegue una secca autorotazione a sinistra che mi risulta molto fastidiosa poiché nello stesso istante in cui è accaduto il fenomeno stavo fissando la lancetta del G-metro e quindi non avevo alcun riferimento spaziale per recuperare il momentaneo disorientamento.

Immediatamente il pilota contrasta la manovra riducendo motore e velocità e riportando le ali livellate. L'interruttore "AIL SERVO" viene di nuovo riposizionato in condizione ON alimentando nuovamente i servocomandi degli alettoni. La solita occhiata ai due indicatori della pressione idraulica assieme al controllo che la luce AIL SERVO nel Warning Panel sia spenta, completano i controlli da parte mia. L'ultima fatica rimane quella di provare il comportamento in "Manual" con una virata a sinistra. Effettuiamo la solita sequenza di controlli preliminari e il pilota affronta l'ultima manovra portando il velivolo in virata a sinistra. Anche in questo caso l'intervento in autorotazione è brusco e inaspettato, anche se, a differenza della prova precedente, il velivolo è rimasto nella traiettoria fino al limite dei G imposti.

Il velivolo adesso è di nuovo in volo rettilineo con una velocità di circa 260 KIAS e scendiamo di quota fino a 15000 Ft. Siamo più o meno sulla verticale di Santa Maria Maggiore e proseguiamo verso sud-ovest per completare l'ultima parte del volo officina. Adesso è il momento di effettuare un po' di acrobazia per controllare il comportamento del velivolo con fattori di carico positivi e negativi con assetti ed evoluzioni verticali e alla massima velocità di rollio. Il solito controllo incrociato della strumentazione per poi cominciare con una serie di virate sfogate per poi accelerare il velivolo ed iniziare un looping. In pochi secondi il velivolo è al top della traiettoria con l'altimetro che riporta una quota di circa 6000 Ft in più della base di partenza e uno scadimento della velocità di oltre 120 KIAS.

Il pilota ripete di nuovo il looping trasformandolo al top in un'uscita orizzontale tipo 1/2 otto cubano. In questa maniera si passa da un'accelerazione a G positivi ad una negativa, per la soddisfazione del mio

stomaco. Raddrizzato il velivolo, scendiamo di quota con una leggera affondata accompagnata da una virata a destra negativa.

Dal movimento della barra e della manetta ho imparato a capire che tipo di manovra il pilota sta impostando e di conseguenza cerco di prepararmi ad incassare i vari gradienti di accelerazione. Sono zuppo di sudore e comincio ad avere un pochino di nausea per cui in maniera molto disinvolta porto la levetta del regolatore ossigeno su 100% e dopo pochi istanti tutto torna normale.

Eseguiamo ancora un paio di looping a cui seguono un paio di manovre sul piano verticale che portano poi al rovesciamento del velivolo in una manovra simile ad una sfogata rovesciata determinando che l'ultima parte della manovra la facciamo appesi agli spallacci del Martin Baker.

Rovesciato il velivolo e riportato in volo rettilineo iniziamo una sequenza di tonneaux sull'asse a varie velocità di rollio e tonneaux "sbottati". Questi pochi minuti di acrobazia hanno permesso di "eseguire le pulizie": durante le manovre con il fattore di carico negativo tutta una serie di piccole parti e sporcizia come le teste e le anime di rivetti, piccoli ribattini, trucioli di lavorazione sono apparsi e si sono depositati in bella vista sulla cuspide del tettuccio. Un piccolo tampone con carta biadesiva serve allo scopo e in un paio di secondi abbiamo recuperato il materiale clandestino!

Una volta ho ritrovato anche il badge aziendale di uno degli specialisti che oramai era stato dato per perso!

Adesso scendiamo di quota con la manetta al minimo in maniera da avere una velocità inferiore ai 150 KIAS, tale da permetterci di controllare che si attivi il segnale acustico all'attraversamento della quota di 10000 Ft e che, contemporaneamente, la luce rossa di avviso situata nell'impugnatura della leva di comando del carrello si accenda. Dopo aver verificato che l'accensione e l'avviso acustico sono perfettamente funzionanti, il pilota aziona il pulsante "Warning Silence" ed elimina il suono della sirena in cuffia. Siamo a circa 8500 Ft e con una indicata di 180 KIAS riduciamo ulteriormente la velocità fino a quando la sirena in cuffia ricomincia a suonare. Registro i dati sul cartellino, quindi il pilota avanza di nuovo la manetta e riporta il velivolo a 10000 Ft di quota dove, una volta stabilizzato, iniziamo con una leggera affondata con il motore al massimo dei giri per verificare la VMO che deve essere di 520 KIAS. A bassa quota il Viper è molto pronto nella risposta alla manetta e il velivolo accelera prontamente; in ogni caso non si devono superare i limiti di giri, la temperatura EGT, e il Mach limite del velivolo. Al raggiungimento di una quota di circa 5000 Ft il pilota richiama dolcemente il velivolo controllando che al raggiungimento degli 8000 Ft, con l'estensione dell'aerofreno e la successiva decelerazione, la luce del carrello non si accenda.

Se questo accadesse, significherebbe che almeno uno dei microinterruttori di segnalazione di blocco dei portelloni del carrello non è stato regolato bene. In questa occasione non abbiamo avuto nessuna segnalazione luminosa dimostrando che la regolazione fatta in montaggio è stata eseguita correttamente. Scendiamo leggermente di quota e a circa 7000 Ft in volo livellato eseguiamo la prova delle Ram Air Scoop. Registrati i parametri di quota cabina, il pilota aziona la maniglia del comando di apertura della RAM di ventilazione esterna. Immediatamente il piccolo residuo di pressione differenziale che esisteva si azzerava con un po' di fastidio alle orecchie e dalle bocchette esce aria molto fresca.

L'indicazione di quota cabina rimane praticamente invariata. L'unica nota da segnalare è che il comando risulta molto duro e quindi, una volta a terra, i tecnici dovranno fare le opportune regolazioni. Ci stabilizziamo di nuovo, scendiamo di quota e con l'aerofreno completamente esteso procediamo adesso con i controlli riguardanti il carrello d'atterraggio e le relative indicazioni.

Al "via" il pilota abbassa la leva del carrello e io faccio scattare il cronometro controllando anche l'indicatore di posizione dell'aerofreno. Il carrello scende e si blocca in 4 secondi e automaticamente l'aerofreno si posiziona a 17° in configurazione per l'atterraggio.



Con il carrello abbassato effettuiamo anche il controllo del segnale radio di carrello bloccato: il pilota aziona il pulsante sulla manetta motore ed entrambi ascoltiamo il tono di avviso in cuffia. Una volta completata questa verifica, siamo pronti a retrarre il carrello: come al solito al “via” scatta il cronometro mentre gli occhi seguono le luci di indicazione e le orecchie percepiscono la sequenza di apertura/chiusura dei portelloni. Stiamo volando a nord dell’aeroporto di Cameri e dopo aver effettuato una virata a destra attraversiamo il Ticino e scendiamo in direzione sud.

Adesso siamo in volo a circa 2000 Ft con una velocità di 150 KIAS. Eseguiamo l’estensione dei flap con un’unica manovra da UP a DOWN e controlliamo che la discesa dei flap sia regolare e senza “puntamenti”. Anche sullo strumentino di riferimento, l’escursione deve essere regolare e consona con lo spostamento della superficie. Viriamo di nuovo a est e iniziamo la procedura di avvicinamento verso Venegono. Eseguiamo un controllo generale della strumentazione e siamo già in vista di Tradate, mentre in lontananza si vede il Seminario di Venegono. Livelliamo a quota 1500 FT e siamo pronti ad eseguire la fuoriuscita del carrello in emergenza. La prova la dobbiamo eseguire poco prima di atterrare perché se dovessimo retrarre di nuovo il carrello, non avremmo poi alcuna pressione nel circuito idraulico di emergenza in quanto la pressione in quell’accumulatore viene ripristinata soltanto con il velivolo a terra.

In volo solo due circuiti idraulici sono completamente separati.

Quando siamo pronti il pilota dà il “via” e io, come al solito, cronometro i tempi controllando gli strumenti. L'emergenza viene eseguita con la maniglia di azionamento in posizione UP e agendo solamente sulla maniglia del comando di emergenza “L.G. Emer Sel”.

Il carrello si sblocca e gli indicatori di posizione si illuminano assieme alla luce rossa nell'impugnatura del carrello. Dopo circa 18 secondi il carrello va in blocco, azzero il cronometro e controllo i due indicatori di pressione idraulica: il circuito principale deve essere ancora a circa 2700 PSI mentre la pressione in quello di emergenza non deve essere rimasta al di sotto del valore minimo, in maniera da garantire ancora la possibilità di esercitare una frenata di emergenza.

Siamo adesso in corto finale per la pista di Venegono. La velocità è di circa 135 KIAS . A questo punto il pilota riporta la leva di comando del carrello in posizione DOWN e contemporaneamente rimette in posizione di riposo il comando di emergenza “L.G. Emer Sel”. Questa azione riporta pressione del circuito idraulico principale agli attuatori dei portelloni, i quali si richiudono immediatamente e rumorosamente, mentre la conferma ci viene data dallo spegnimento della luce sulla maniglia del carrello.



Siamo in finale a 115 KIAS e il pilota posa dolcemente il velivolo quasi sul pettine, in maniera da avere tutta la pista a disposizione per smaltire la velocità. Appena effettuata la toccata viene azionato il freno di emergenza per verificare il suo corretto funzionamento e soprattutto per controllare che la frenata sia bilanciata e costante in entrambe i gruppi frenanti. Appena smaltita la velocità il collaudatore inserisce lo steering tenendo la pedaliera bene al centro per controllare l'allineamento del carrello oltre ad eventuali correzioni da apportare durante la corsa di rullaggio. Il volo è terminato.

Velocemente controllo il cartellino di prova per verificare di aver registrato tutti i parametri richiesti e, soprattutto, se ho segnato le note relative alle regolazioni e ai difetti riscontrati. Siamo rullando lentamente verso il piazzale del Campo Volo e un po' di tensione adesso se ne è andata. Sono un po' stanco e ho un leggero fastidio alle orecchie, ma dopo un buon caffè molto zuccherato sono sicuro che tutto passerà. Vedo a alla mia destra gli aeroplani dell'Aeroclub di Varese parcheggiati e un paio di piloti che ci salutano.

Siamo arrivati al parcheggio e lo specialista ci indirizza fino al punto di sosta; una volta al parcheggio manteniamo il motore la minimo. Il pilota controlla il suo pannello e dopo aver fatto le ultime

considerazioni con me, al solito “top” sgancia la manetta dalla posizione IDLE sulla posizione su STOP interrompendo il flusso carburante e spegnendo il motore. Al “top” ho fatto partire il cronometro per registrare il tempo di spegnimento. Sfilo la spina di sicurezza del seggiolino eiettabile dalla mastra del tettuccio e la reinserisco nell’apposita sede alla base della maniglia di espulsione principale.

Adesso anche il sedile è in sicurezza. Apriamo il tettuccio e immediatamente mi sgancio la maschera dell’ossigeno e stacco la connessione dell’anti-G.

Lo specialista a terra batte un colpo in fusoliera indicando che visivamente il compressore del motore ha smesso di girare e quindi fermo il cronometro e prendo il tempo. Questa è l’ultima annotazione da segnare sul cartellino di prova. Il responsabile tecnico e gli specialisti si avvicinano al pilota per un primo briefing a voce e per sapere se il velivolo ha dei difetti “al di fuori del consueto” e conoscere in anteprima i rilievi del pilota collaudatore. Comincio lentamente a liberarmi dagli spallacci e dai cinghiaggi addominali, sgancio le funi di ritegno delle gambe e del pacco di sopravvivenza e finalmente mi metto in piedi. Ho la schiena completamente bagnata di sudore e ho due larghe chiazze sotto le ascelle che dimostrano quanto sia faticosa un’ora di volo di prova.

Però è un lavoro che adoro!





Una suggestiva immagine di un MB339PAN



MB339PAN

Riferimenti bibliografici:

Rivista Aerei , Vari numeri e articoli.

Rivista Aerofan , GAE , Vari numeri e articoli

Ali D'Italia Aer Macchi Mb326 GAE

Documentazione personale dell'autore

Foto :

Aermacchi

Fuerza Aerea del Peru' – 51° Aerobrigata

Armada Argentina

Aeronautica Militare Italiana

Airliners.net

Military Airlife

Zetamimmo (www.decimomannuairbase.com)

Foto archivio dell'autore

Copyright © 2009 www.ilvolo.it E' vietato riprodurre totalmente o parzialmente il contenuto di questo articolo senza l'autorizzazione dell'autore.