

Configurazioni impiantistiche per velivoli transatmosferici

Prof. Sergio Chiesa, Ing. Paolo Maggiore -- Dipartimento di Ingegneria Aeronautica e Spaziale - Politecnico di Torino

INTRODUZIONE

I velivoli ipersonici, o transatmosferici, costituiscono una nuova categoria di aeromobili i cui studi sono iniziati nel decennio scorso; stanti le grosse difficoltà tecnologiche da risolvere, nonché la ben nota congiuntura della economia mon-

nomia mondiale; è importante, nel frattempo, continuare gli studi sull'argomento essendo, come già detto, molte le difficoltà tecnologiche connesse con le nuove soluzioni che si dovranno elaborare per rispondere a requisiti tanto inusuali.

In questo ambito, oltre che nei campi tradizionali della propulsione, della aereo-

dinamica e delle strutture, si possono cogliere spunti di notevole interesse nello studio della impiantistica di bordo che, per i transatmosferici, presenterà problematiche, e quindi offrirà soluzioni, alquanto diverse rispetto ai velivoli tradizionali; di questo verrà offerta una panoramica, seppur molto sintetica, nel seguito del presente lavoro.

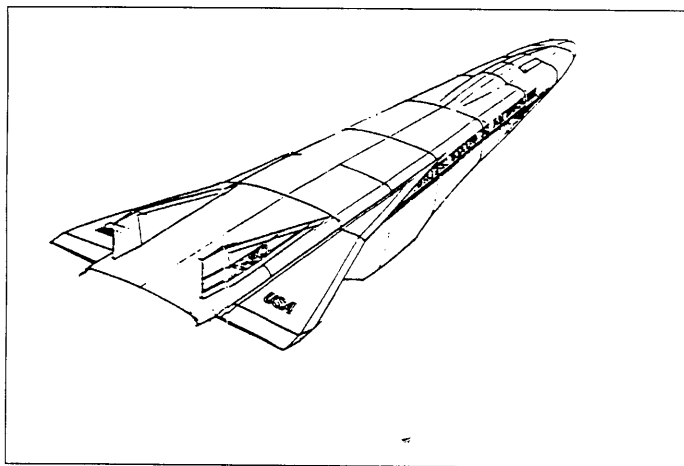


Fig. 1 - Velivolo X-30 NASP.

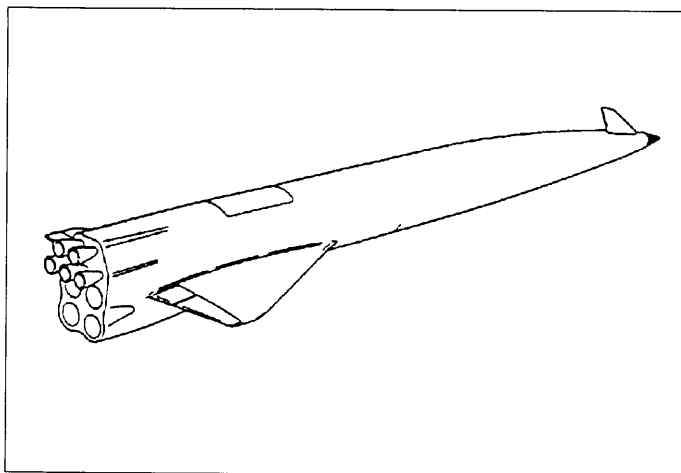


Fig. 2 - Velivolo HOTOL.

diale di questi ultimi anni, non si hanno a tutt'oggi loro realizzazioni completate e provate, ma anzi i diversi progetti iniziati o sono stati abbandonati o sono portati avanti con un ridotto impiego di risorse. Tuttavia l'obiettivo dei velivoli transatmosferici, e cioè raggiungere un'orbita bassa attorno alla Terra (o, in alternativa, svolgere collegamenti a lungo raggio ed a velocità dell'ordine di 4-6 Mach) con capacità di decollo e atterraggio assolutamente convenzionali (generalmente si intende la capacità di operare dalle stesse piste usate dal B-747), appare di così elevato interesse da far pensare che, prima o poi, questi velivoli verranno realizzati in funzione, ovviamente, anche dell'andamento dell'eco-

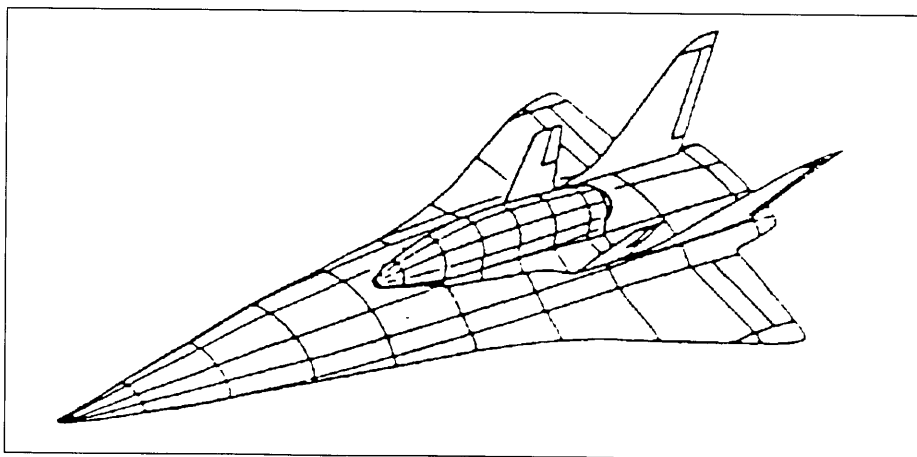


Fig. 3 - Velivolo SANGER.

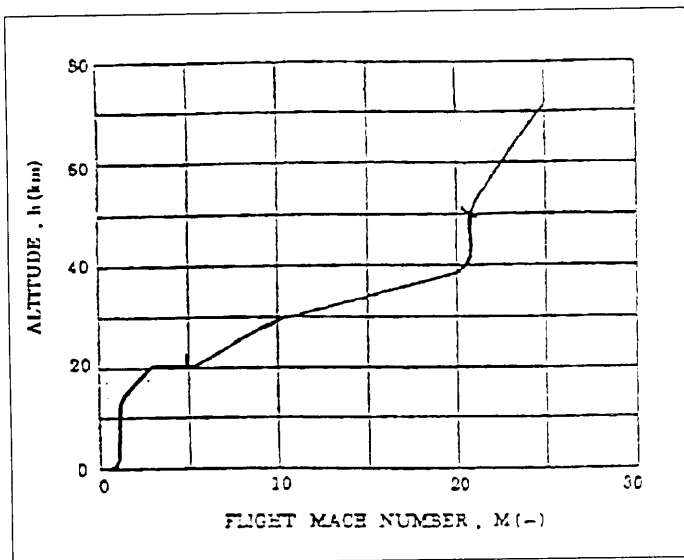


Fig. 4 - Esempio di missione orbitale per SSTO.

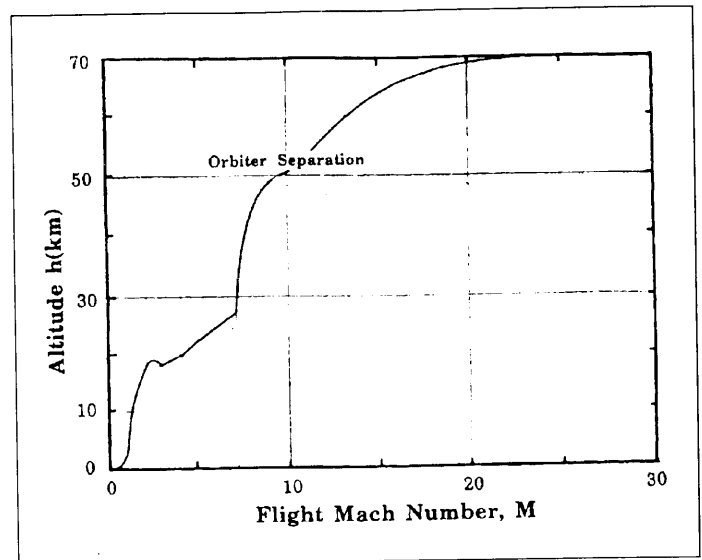


Fig. 5 - Esempio di missione orbitale per TSTO.

VELIVOLI TRANSATMOSFERICI

Preliminarmente all'esame delle problematiche degli impianti di bordo dei futuri velivoli transatmosferici è opportuno procedere ad una breve caratterizzazione degli stessi; per semplicità si considereranno solo velivoli destinati a missioni orbitali, presentanti problematiche (dovute ai campi di velocità e di quota) più ampie rispetto a quelle di un velivolo da trasporto a grande velocità.

È anzitutto da osservare come i progetti esistenti si dividano in due grandi categorie e cioè i monostadio (SSTO: Single Stage To Orbit) ed i bistadio (TSTO: Two Stage To orbit); alla prima categoria appartengono il progetto statunitense X-30 NASP (National AeroSpace Plane) mostrato in Fig.1 e quello britannico HOTOL (Horizontal Take-Off and Landing), in realtà praticamente abbandonato do-

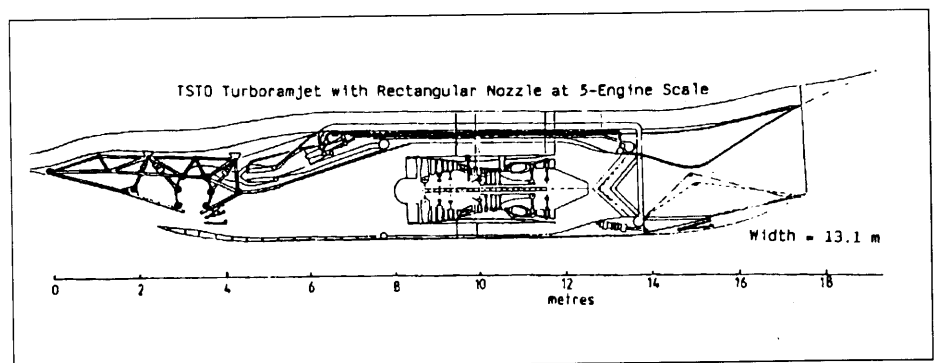


Fig. 6 - Motore combinato turboreattore/autoreattore.

po essere passato attraverso versioni sempre meno ambiziose quale quella che prevedeva, invece del decollo autonomo, il trasporto in quota dal gigantesco velivolo russo AN-225; nella Fig.2 è illustrata una delle versioni.

Alla categoria dei TSTO appartiene in-

vece il progetto tedesco SANGER, mostrato in Fig.3, per il quale vi è una significativa partecipazione dell'Industria Aerospaziale Italiana.

I pregi e i difetti delle due categorie appaiono relativamente chiari: con la soluzione bistadio si riduce grandemente la

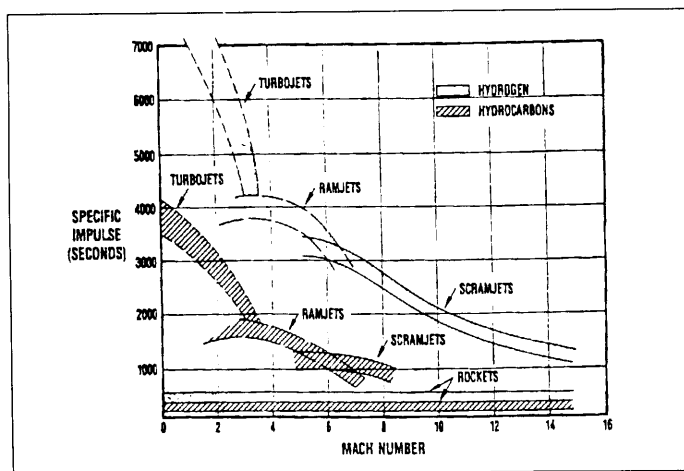


Fig. 7 - Impulsi specifici per vari tipi di motore al variare del Mach.

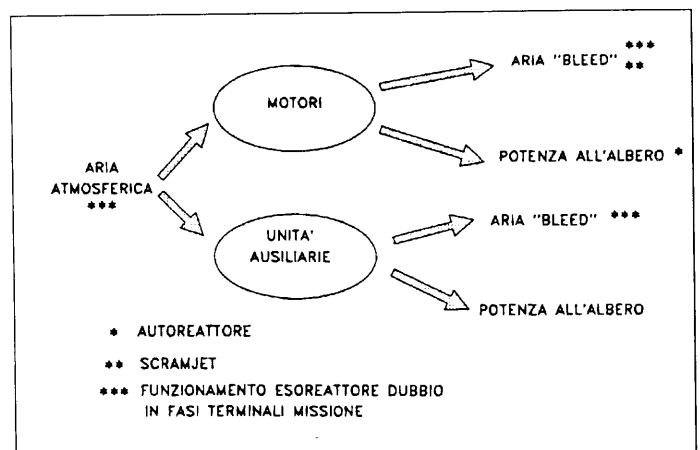


Fig. 8 - Problematiche del sistema di potenza secondaria per velivolo transatmosferico.

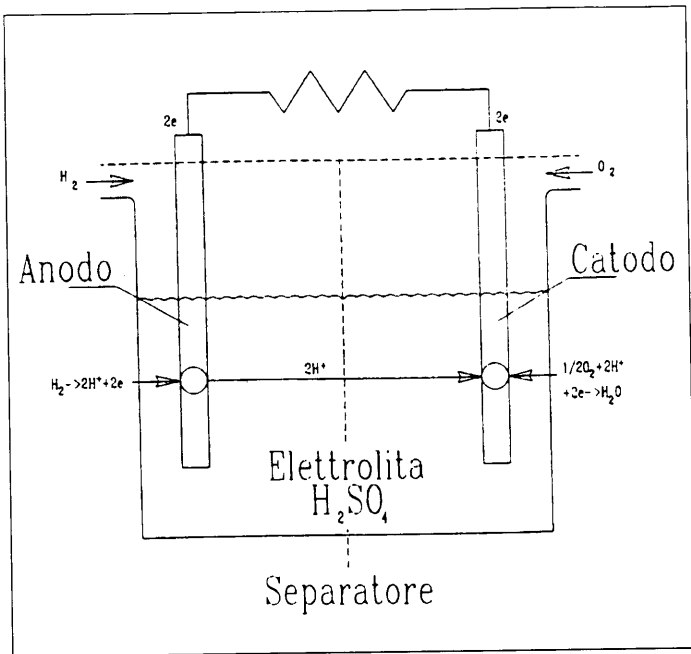


Fig. 9 – Cella a combustibile.

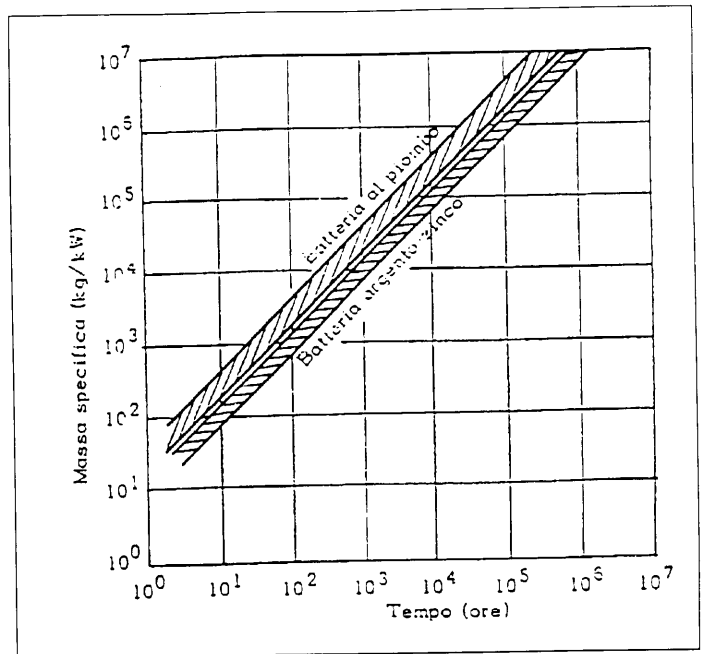


Fig. 10 – Massa specifica di batterie.

massa inerte da portare in orbita, si possono semplificare i due stadi (specie per l'aspetto propulsivo), ottimizzando ciascuno per campi di velocità nettamente diversi, infine il primo stadio è trasformabile in sistema di trasporto ad elevatissima velocità con maggior facilità rispetto ad un SSTO; per contro il bistadio presenta gli svantaggi di una maggior complicazione della logistica e delle operazioni a terra (operazione della giunzione dei due stadi, loro ritorno a terra in tempi e, eventualmente, luoghi differenti), della necessità di un doppio equipaggio (se si esclude la scelta del radiocomando), della complessità dell'operazione di separazione, dell'inevitabile duplicazione di molti sistemi.

Si può forse sintetizzare il confronto tra SSTO e TSTO, di cui nelle Figg.4 e 5 sono schematizzate, a titolo esplicativo, due tipiche missioni orbitali, dicendo che il monostadio sarà probabilmente la soluzione migliore, ma anche tecnologicamente più difficile, quindi probabilmente destinata ad essere affrontata successivamente.

Venendo a parlare del sistema propulsivo, campo in cui si situano molte delle problematiche di non facile soluzione degli ipersonici e, in particolare, degli SSTO, un dato di fatto comunque associato è l'utilizzo, come combustibile, dell'idrogeno liquido (LH₂), unico in grado di offrire i necessari livelli di impulso specifico; per quanto riguarda il tipo di propulsore la scelta spazia tra endoreattori, utilizzando per la combustione ossigeno liquido (LO₂) recato a bordo, ed esoreattori, utilizzando ossigeno atmosferico.

A prima vista l'endoreattore, il cui imple-

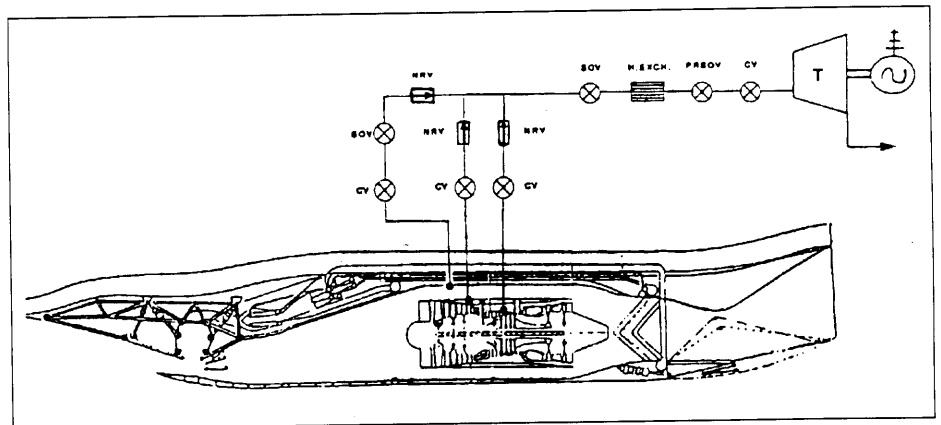


Fig. 11 – Schema di sistema di potenza secondaria basato sul "bleed" dal motore.

go è forse inevitabile per il tratto terminale, ad alta quota, della missione, ap-

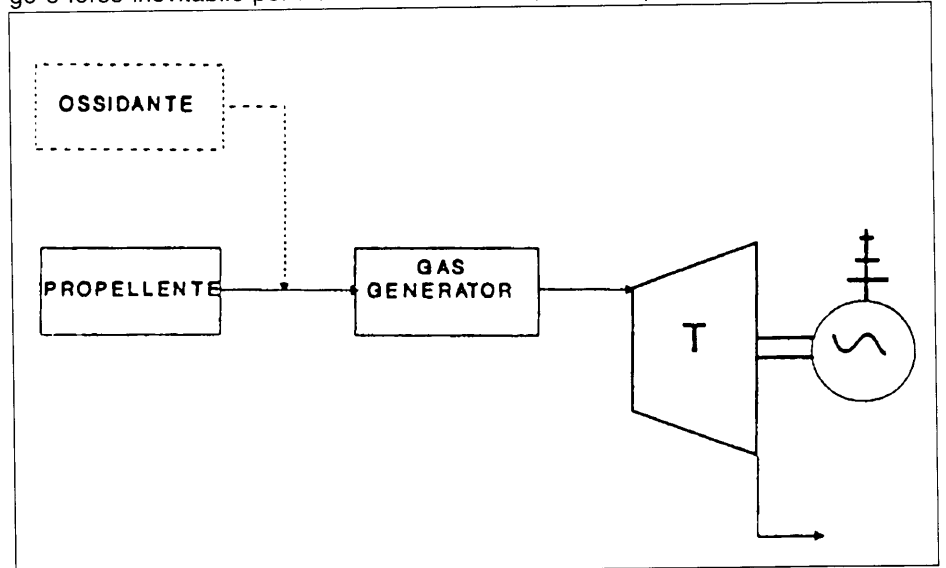


Fig. 12 – Schema di APU "transatmosferica".

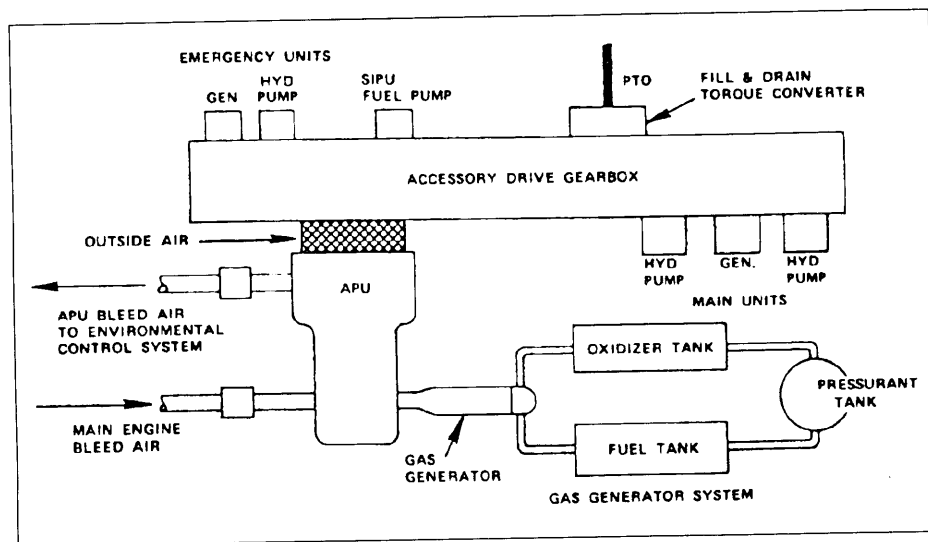


Fig. 13 - SIPU (Super Integrated Power Unit).

pare indicato come unico propulsore per i secondi stadi: il suo basso impulso specifico a bassa velocità ne sconsiglia l'utilizzo durante le prime fasi della missione; tuttavia un suo impiego non appare completamente da escludersi anche in queste prime fasi tenendo conto che la maggior quantità di propellente necessaria sarà, almeno in parte, compensata dai guadagni in aerodinamica e in peso dovuti all'eliminazione delle prese d'aria e al maggior rapporto spinta/peso rispetto, ad esempio, ai turboreattori. Questi ultimi sono i più pesanti tra i propulsori (a parità di spinta) ma anche quelli caratterizzati da minor consumo; sono comunque necessari per il volo sino oltre Mach 2 (a meno di essere sostituiti dai razzi, se già previsti per le fasi fi-

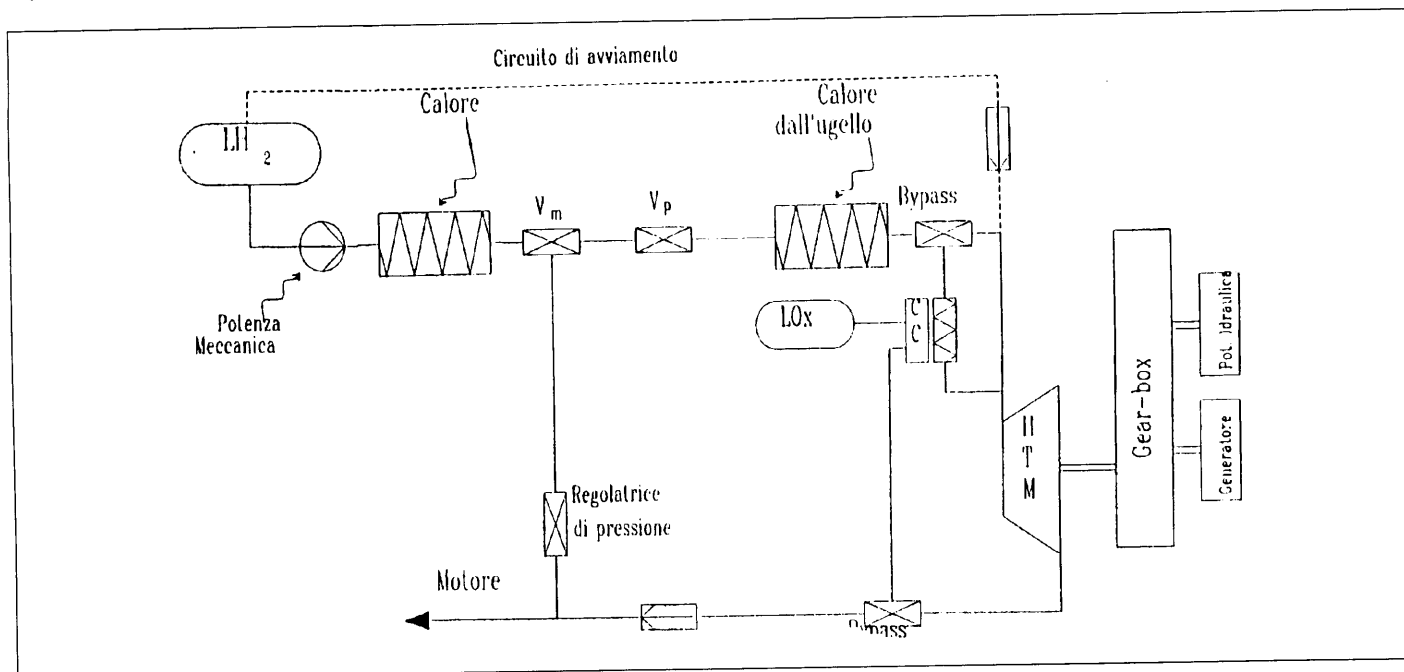
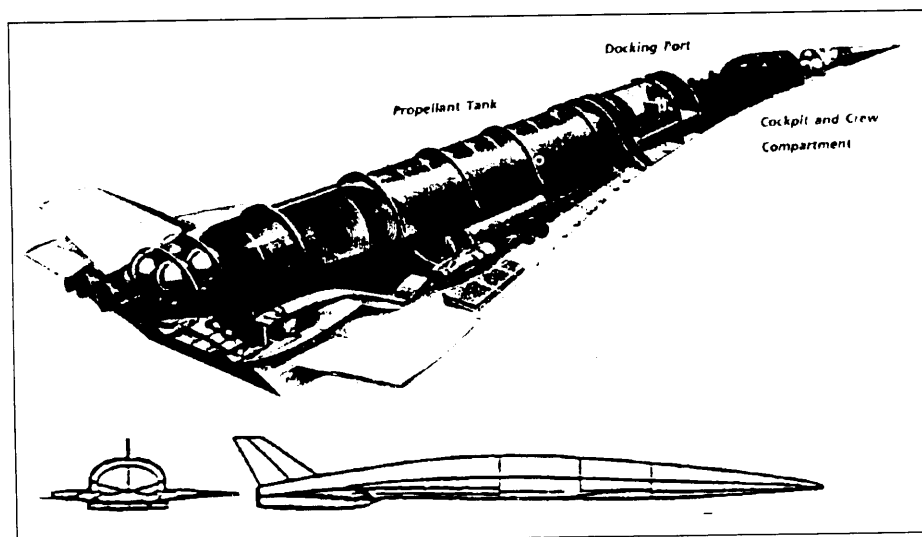


Fig. 14 - (sopra) Schema di sistema di potenza secondaria basato sull'espansione in turbina di LH₂.

Fig. 15 - (sotto) Serbatoi di combustibile per velivolo ipersonico.



nali della missione) quando può entrare in azione l'autoreattore (Ramjet) e questo spiega la soluzione "turboreattore/ autoreattore" (Fig.6), adottata sul primo stadio del SANGER e quelle "razzo/ autoreattore/razzo" e solo "razzo" previste su versioni successive dell'HOTOL. A questo proposito può apparire giustificata l'unificazione sul solo razzo considerando come l'autoreattore a fronte di un impulso specifico superiore (e quindi consumo inferiore) rispetto al razzo, rappresenta una grossa complicazione aggiuntiva, per di più con possibilità di funzionamento limitato tra Mach>2 e Mach<6.5 (Fig.7). Quest'ultima considerazione, fa risaltare l'importanza dello Scramjet (autoreattore a combustione supersonica), al momento tecnologia da

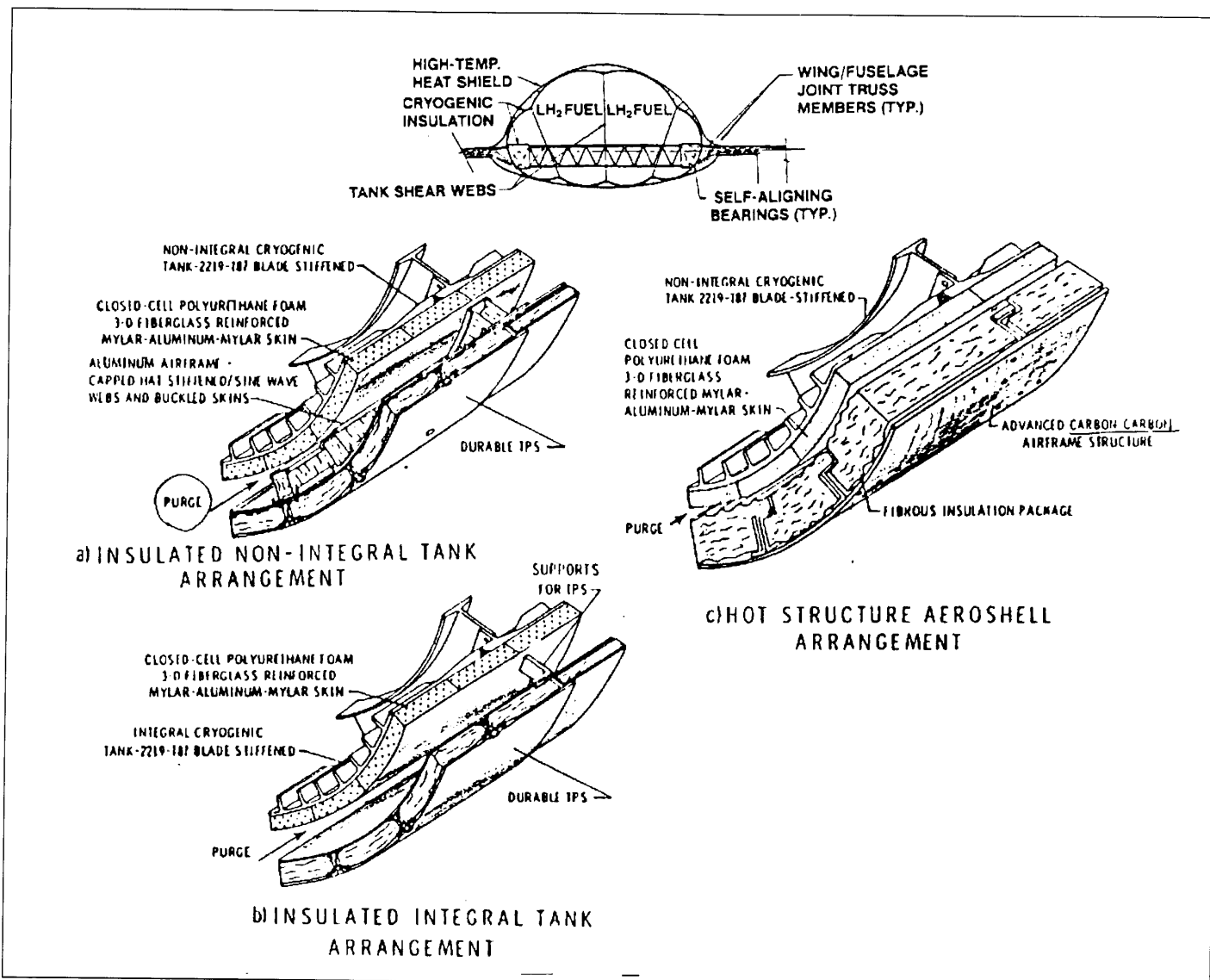


Fig. 16 - Esempi di tecnologie per serbatoi di combustibile nei velivoli transatmosferici.

tradurre ancora a livello pratico, capace di funzionare sino almeno a Mach 15, come mostrato in Fig.7; in tal modo si allarga considerevolmente il tempo di funzionamento in modo "esoreattore", forse anche per tutta la missione: ciò spiega la soluzione, prevista per il NASP, "turboreattore/autoreattore/scramjet".

SISTEMA DI POTENZA SECONDARIA

Il sistema di potenza secondaria è quell'insieme di elementi che permette di offrire, alle svariate utenze di bordo, la necessaria potenza, questo sia in concomitanza col funzionamento dei propulsori sia durante l'inattività di questi ultimi, il cui avviamento, inoltre, dovrà poter essere effettuato utilizzando proprio la potenza secondaria.

Nella Fig.8 è delineato schematicamente

un generico sistema di potenza secondaria per un velivolo convenzionale, con indicazione dei punti in cui il transatmosferico pone problemi:

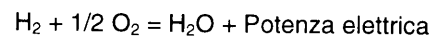
- impossibilità di estrarre potenza meccanica dai propulsori essendo previste le fasi ad autoreattore (sub sonico e supersonico) in cui il motore agisce staticamente,
- dubbio sui parametri di spillamento di aria compressa dai propulsori specie per il funzionamento "scramjet" in cui il flusso d'aria, all'interno del motore, resta, come già visto, supersonico,
- dubbi sulla possibilità di funzionamento "esoreattore" per le parti terminali della missione.

Sulla base di quanto premesso prendiamo ora in esame alcune soluzioni:

Celle a combustibile

Questo sistema merita di essere ricordato, essendo tipico delle applicazioni

spaziali, (si pensi ad esempio allo Space Shuttle); in Fig.9 è schematizzato il processo elettrolitico realizzato nella cella [1], processo che si può condensare in:



Per un dimensionamento, assolutamente indicativo, si possono così stimare i consumi di idrogeno e ossigeno e il peso della cella:

$$K_{\text{cons}} = 1 \text{ kg/h/kW}$$

$$K_w = 5.33 \text{ kg/kW}$$

A titolo di esempio, per un velivolo transatmosferico che abbisognasse di una fornitura di potenza elettrica, costante, $P_e = 30 \text{ kW}$ per un tempo $t = 2 \text{ h}$, si avrebbe un peso del sistema di generazione pari a:

$$W = K_w \cdot P_e + K_{\text{cons}} \cdot P_e \cdot t$$

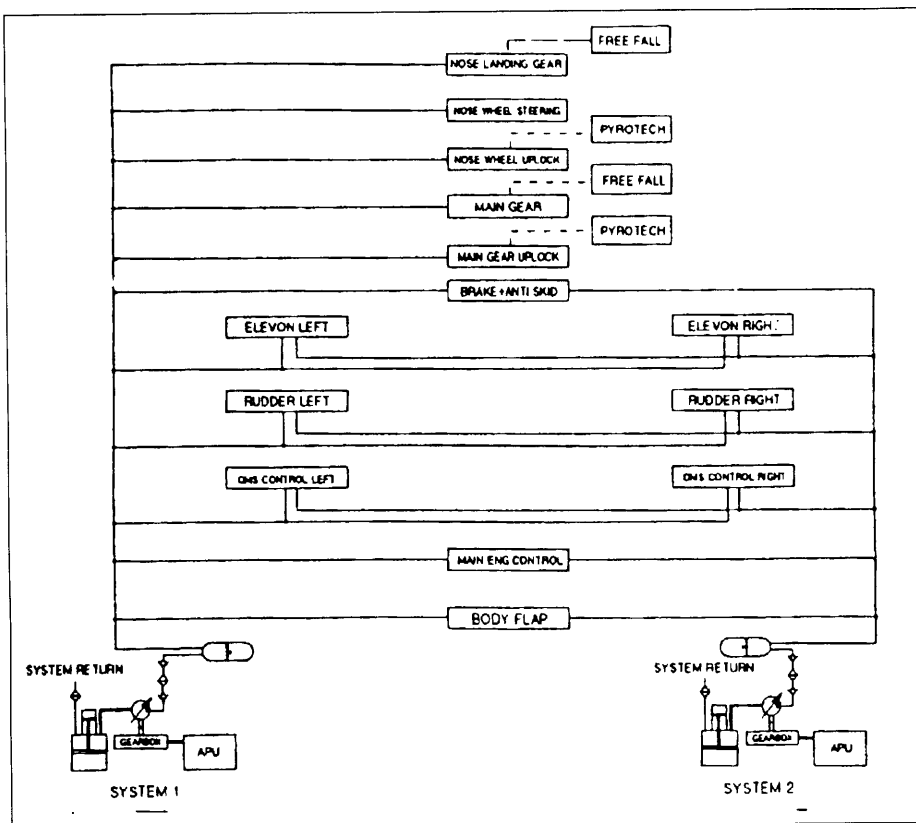


Fig. 17 - Schema di impianto idraulico per secondo stadio.

dove

$$W = 5.33 \cdot 30 + 1 \cdot 30 \cdot 2 = 220 \text{ kg.}$$

Batterie elettriche

Questo sistema, ancora più semplice del precedente, è basato sull'utilizzo di energia elettrica immagazzinata in batterie, ovviamente del tipo più avanzato possibile. La semplicità (che ha spinto a pensare l'adozione di questo sistema ad esempio per l'HOTOL) va però unita ad una breve durata della missione, onde evitare pesi proibitivi. Per una semplice valutazione preliminare ci si può basare sulla Fig.10, da cui si può osservare che un requisito analogo a quello visto precedentemente ($P_e=30 \text{ kW}$, $t=2 \text{ h}$) potrebbe, indicativamente, essere soddisfatto con un peso di batterie di:

$$W = 300 \text{ kg.}$$

Spillamento aria dal motore

Questo sistema prevede, come si effettua normalmente sui velivoli convenzionali, l'utilizzo dell'aria calda e compressa spillata dai motori (aria di "bleed"), per produrre potenza meccanica tramite espansione in turbina. La principale differenza rispetto ai sistemi dei velivoli convenzionali è quella di prevedere, oltre al bleed dal compressore del turbomotore, anche uno spillamento a valle della presa d'aria dell'autoreattore.

Come mostra lo schema di Fig.11 sarà attivo l'uno e l'altro dei bleed, a seconda che il propulsore funzioni come turboreattore o come autoreattore: dopo di ciò la portata d'aria, regolata in portata, pressione e temperatura, viene convogliata in una apposita turbina pneumatica che produrrà potenza meccanica. E' da osservare che, con le temperature in gioco nella fase ad autoreattore, non sarebbe pensabile un utilizzo diverso del bleed, mentre si è verificato [2] che l'azionamento della turbina, con efficiente trasformazione di energia, è possibile per tutte e due le fasi, turboreattore e autoreattore, in altri termini per velocità di volo da 0 a Mach 6.5. Come è facilmente intuibile, è impensabile utilizzare questo sistema in regime scramjet, in quanto il rendere subsonica la corrente porterebbe a temperature assolutamente inaccettabili; si può concludere che questo sistema, a differenza dei primi due, non dipendente dal tempo di funzionamento, (consumo di combustibile a parte) è particolarmente indicato per i primi stadi, per i quali è tipica la propulsione turboreattore/autoreattore.

Auxiliary Power Unit

Come è noto per Auxiliary Power Unit (APU) si intende, sui velivoli convenzionali [3], un'unità a turbina a gas, più piccola dei turbomotori propulsivi, destinata a fornire potenza secondaria in luogo di

questi ultimi; anche un transatmosferico avrà necessità di potenza secondaria anche a propulsori inattivi, il che si verifica a terra, prima del decollo, e in orbita. Quest'ultimo fatto porta ad escludere l'adozione di APU tradizionali, che necessitano di ossigeno atmosferico, prevedendo quindi turbine alimentate da un apposito "gas generator" in cui si effettua la combustione di LO_2 e LH_2 (Fig.12). Le difficoltà viste per estrarre potenza da propulsori quali scramjet ed endoreattore tuttavia portano ad avanzare l'idea di svincolare dai propulsori la generazione di potenza secondaria per affidarla ad APU attive per tutta la durata della missione [4]; la funzione di tali APU diventa così di sicurezza ed è ovvio che se ne dovranno prevedere più d'una, a differenza di quanto si verifica nei velivoli convenzionali.

Super Integrated Power Unit (SIPU)

La soluzione vista al punto precedente ha lo svantaggio dell'elevato consumo, dovendosi bruciare anche ossigeno, il che non è strettamente necessario durante le operazioni a terra (quando sarebbe sufficiente una normale APU atmosferica) e durante il funzionamento dei propulsori nei modi turboreattore e autoreattore (quando si potrebbe sfruttare il bleed motore). Non essendo pensabile una duplicazione di sistemi, si è pensato di cogliere le opportunità di cui sopra mediante la SIPU (schema in Fig.13), basata su una turbina che può essere azionata:

- da un "gas generator" alimentato da LO_2 e LH_2 (modo di funzionamento come APU "transatmosferica"),
- da un "gas generator" alimentato da aria atmosferica, elaborata da un compressore (azionato dalla turbina), e da LH_2 (modo di funzionamento come APU atmosferica),
- dal bleed dei motori.

Turbina a idrogeno

L'evitare una combustione dedicata alla generazione di potenza secondaria, almeno durante la maggior parte delle fasi in cui sono attivi i propulsori, può essere ottenuto sfruttando il flusso dell'idrogeno liquido di alimentazione dei propulsori. Si tenga anzitutto presente che l'idrogeno liquido deve essere immagazzinato, nei serbatoi del velivolo, ad una pressione di qualche bar e ad una temperatura di una ventina di gradi Kelvin. Con riferimento allo schema di Fig.14, finché l'idrogeno rimane allo stato liquido è relativamente facile aumentarne la pressione tramite una pompa; l'idrogeno indigassifica, grazie al calore di strutture e motori che esso provvede a raffreddare e, considerando le perdite di carico nel circuito, sarà in grado di sviluppare un a-

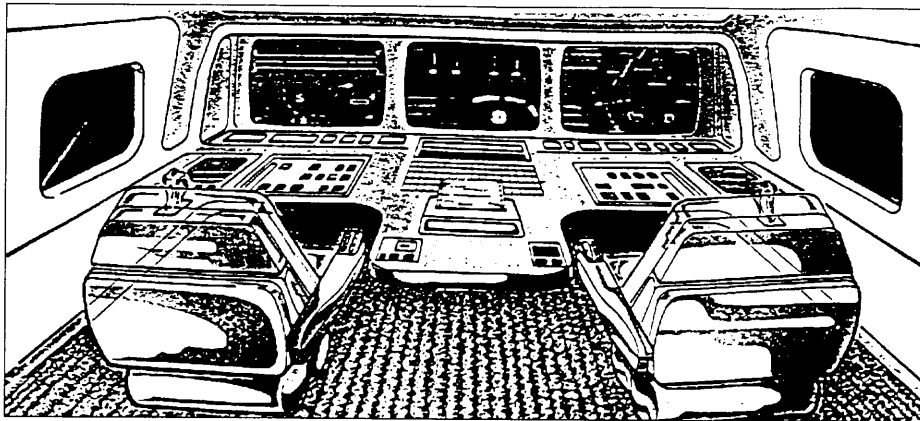


Fig. 18 – Esempio di “cockpit” avanzato per velivolo transatmosferico.

deguato salto di pressione nella espansione in turbina, mantenendo comunque una pressione, all'uscita della stessa, sufficiente per l'alimentazione dei propulsori. Dalla stessa Fig.14 si vede come lo schema sia corredato da una piccola camera di combustione che permette di soddisfare eventuali punte di richiesta, nonchè il funzionamento a motori spenti e l'avviamento dei motori stessi (fungendo la turbina da starter mediante collegamento a mezzo di frizione con l'albero del turbomotore). E' anche evidente come sia possibile alimentare direttamente il propulsore, mediante il by-pass del sistema di potenza secondaria.

Da calcoli effettuati [5] un sistema siffatto, a fronte dei problemi comportati per i componenti dal dover operare in ambiente criogenico, appare in grado di soddisfare adeguatamente le esigenze di potenza secondaria di un transatmosferico in tutta la sua missione.

CENNI AGLI ALTRI IMPIANTI DI BORDO

Impianto combustibile

Riallacciandoci al punto precedente, appare chiaro come l'impianto combustibile

su un velivolo transatmosferico venga a ricoprire un'importanza notevole: oltre all'ovvio compito di immagazzinare il combustibile e fornirlo per l'alimentazione di propulsori e unità di potenza ausiliarie, è evidente che all'idrogeno si può fare ricorso come elemento termodispersore e, come visto, per la generazione di potenza secondaria. La funzione di termodispersore sarà effettuata per strutture e per motori oltre che per dispositivi interni e per l'impianto di condizionamento aria. Quanto detto, unitamente alle enormi dimensioni dei serbatoi di LH_2 (vedasi ad es. la Fig.15) dovute alla bassa massa volumica di quest'ultimo, rende l'impianto assai complesso.

Ulteriore criticità è quella dei serbatoi che richiederanno sofisticate soluzioni strutturali (Fig.16), dovendo isolare termicamente l'idrogeno per mantenerlo allo stato liquido, nonchè tenendo conto della sua pressione di immagazzinamento.

Impianto di condizionamento

Stante l'ambiente operativo e l'impossibilità di sfruttare l'aria del “bleed” (anche da una APU di tipo atmosferico) appare inevitabile fare ricorso ad un impianto a ciclo chiuso [3] basato su una rigenerazione chimica dell'aria e su un controllo della temperatura dell'aria stessa mediante azione dell'idrogeno liquido.

Impianto idraulico, comandi di volo e carrello d'atterraggio

Questi impianti appaiono di tipologia convenzionale anche se, prevedibilmente, sarà opportuno ricorrere a spinte sofisticazioni per il contenimento dei pesi. Per quanto riguarda la generazione della potenza idraulica l'ipotesi più logica appare quella di generarla o a partire da quella elettrica mediante elettropompe o direttamente dalle turbine: a titolo d'esempio si veda, in Fig.17, un possibile schema dell'impianto idraulico del secondo stadio del SANGER. Anche nel campo dei velivoli transatmosferici è proponibile l'alternativa “all-electric”, cioè la sostituzione degli attuatori idraulici con quelli elettrici, possibilità legata all'affermazione o meno del concetto anche sui velivoli convenzionali.

Avionica

Per l'applicazione sui transatmosferici, l'avionica non appare, in prima approssimazione, affetta da molte particolarità, se si fanno eccezioni per il “cockpit” avanzato e senza visione diretta (Fig.18), nonchè per i noti problemi di interruzione delle comunicazioni dovuti a fenomeni di ionizzazione atmosferica.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Robotti A., “Endoreattori”, ed. Levrotto & Bella, Torino, 1961.
- [2] Bernocco C., “Secondary Power System per aereo transatmosferico”, Tesi di Laurea al Politecnico di Torino, a.a. 91-92.
- [3] Chiesa S., “Impianti di bordo per aeromobili: impianti pneumatico, condizionamento, antighiaccio e APU”, ed. CLUT, Torino, 1988.
- [4] Chiesa S., “Possibile nuovo ruolo per l'APU”, IX Congresso Nazionale AIDAA, Palermo, 1987.
- [5] Giusto S., “Alternative per il sistema di potenza secondaria di velivoli transatmosferici”, Tesi di Laurea al Politecnico di Torino, a.a. 92-93.