Zeitschrift: Rivista militare della Svizzera italiana
Herausgeber: Lugano : Amministrazione RMSI
Band: 61 (1989)
Heft: 2

Artikel: Il progetto europeo Hermes
Autor: Borgonovi, Claudio
DOI: https://doi.org/10.5169/seals-246932

Nutzungsbedingungen
Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Mehr erfahren

Conditions d'utilisation
L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. En savoir plus

Terms of use
The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. Find out more

Download PDF: 09.07.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, https://www.e-periodica.ch

Il progetto europeo Hermes

di Claudio Borgonovi (dalla Rivista Aeronautica)

ERSCHLOSSEN EMDDOK
MF 357 / 1854

L'aereo spaziale Hermes rappresenta l'espressione della volontà politica dei paesi membri dell'ESA di accedere in modo autonomo allo spazio, per delle missioni con equipaggio umano, in quanto Hermes consentirà all'Europa di trasportare uomini e materiali tra la Terra, la stazione spaziale internazionale ed il laboratorio autonomo visitabile.

A differenza degli Stati Uniti — che hanno sviluppato un potente vettore, una navetta spaziale e i moduli della stazione spaziale in tre distinte fasi del loro programma — l'Europa ha l'ambizioso programma di sviluppare tre apparecchiature analoghe, seppur di dimensioni ridotte, contemporaneamente. Nella riunione tenutasi a Roma nel gennaio 1985, i paesi membri dell'ESA decisero di procedere nella realizzazione di un vettore, l'Ariane 5, in grado di essere competitivo sul mercato internazionale, sia in termini di costo che di prestazioni, di un veicolo spaziale riutilizzabile, l'Hermes, e dei moduli per la stazione spaziale che, derivati dal progetto Spacelab realizzato in Europa, potessero essere utilizzabili sia nell'ambito della stazione spaziale internazionale che del progetto europeo Columbus.

A differenza dello shuttle americano il progetto Hermes prevede una netta distinzione tra missioni umane ed automatiche; infatti il lancio di satelliti artificiali, in particolare quelli per telecomunicazione di nuova generazione, sarà effettuato utilizzando il vettore Ariane 5 in configurazione automatica; qualora necessario sarà installato sul vettore l'Hermes, che verrà lanciato quale carico utile.

Tale duplice configurazione garantisce la massima sicurezza, permettendo di limitare le missioni umane, intrinsecamente più rischiose di quelle automatiche visto il carico che trasportano, solo alle reali necessità. Questa risoluzione strategica ha anticipato l'analoga decisione presa dalla NASA a seguito dell'incidente accaduto al Challenger nel corso della missione 51/L del 28 gennaio 1986.

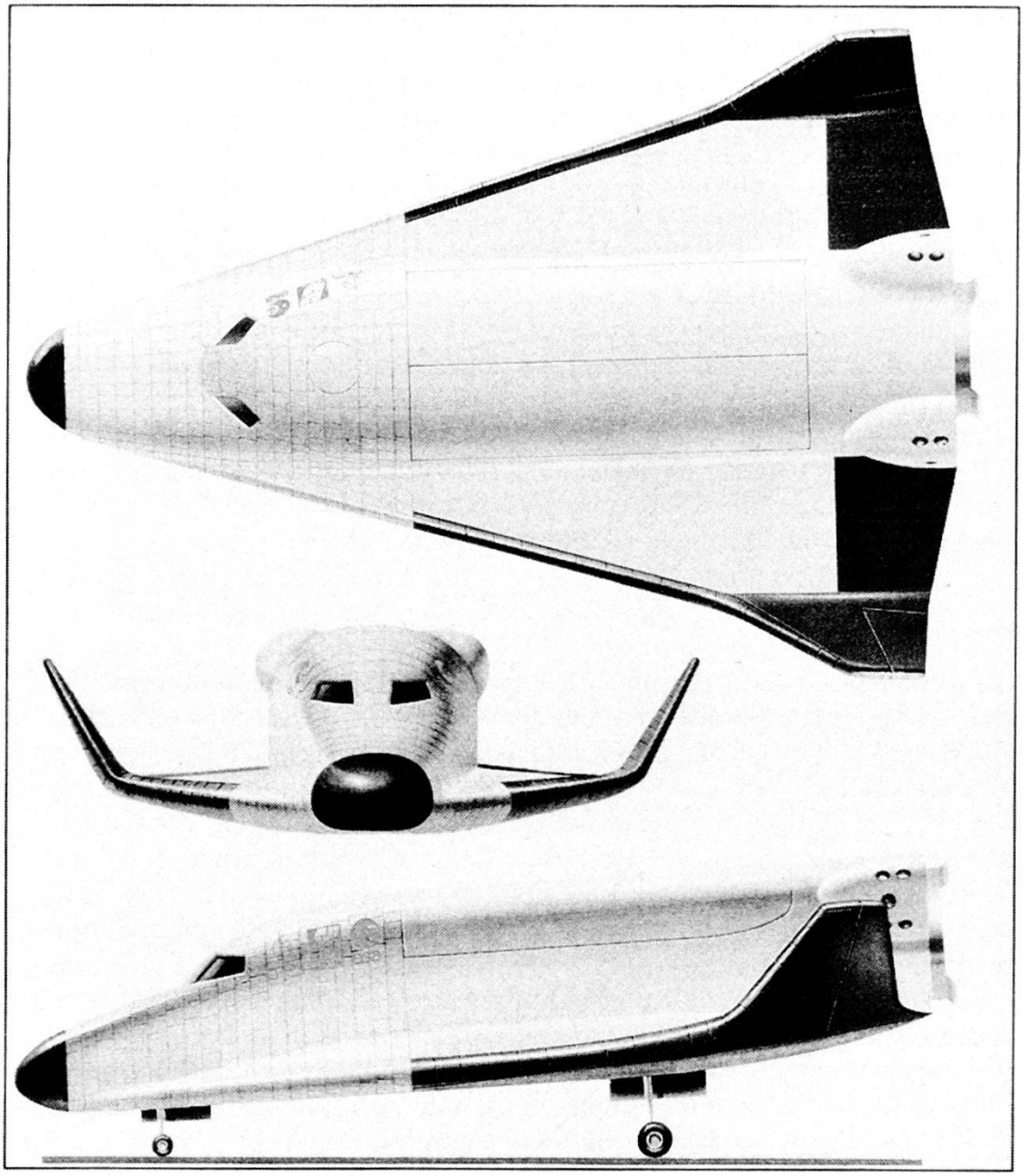
La principale missione dell'Hermes sarà quella di fornire supporto logistico e collegamento all'MTFF (Man Tended Free Flyer) — una piattaforma autonoma europea costituita da un modulo pressurizzato, un modulo risorse e celle solari — in grado di svolgere attività scientifiche in condizioni di microgravità, senza dover dipendere da accordi di collaborazione con le altre nazioni (USA e URSS) che finora erano le uniche a poter svolgere missioni con equipaggio umano. Le specifiche per le missioni di supporto logistico all'MTFF hanno costituito la base su cui orientare la progettazione dell'Hermes, così come le dimensioni di questo, più volte modificate nella fase di definizione del progetto, sono servite a definire le caratteristiche di base del vettore Ariane 5.

Per contenere i costi del vasto programma, si è preferito limitare il peso comples-

sivo dell'Hermes al di sotto delle 21 tonnellate anche se, in tal modo, esso non potrà risultare idoneo al recupero di satelliti artificiali, allo scopo di una loro eventuale riparazione a Terra. Un aumento delle dimensioni del velivolo infatti avrebbe richiesto l'aumento della potenza, e quindi del costo, dell'Ariane 5, rendendolo poco competitivo sul piano commerciale.
Questo vettore, di costo elevato in quanto dotato di propulsori criogenici che gli assicurano l'elevata potenza di spinta, ha dimensioni ottimali per il lancio dei satelliti per telecomunicazione che saranno sviluppati negli anni 90.

L'aereo spaziale Hermes

Una navicella spaziale con equipaggio a bordo può essere progettata sia come una capsula a ritorno balistico che come un velivolo a rientro planato.
Facendo seguito a studi iniziati in ambito europeo nel 1976, è stata scelta la seconda soluzione, in quanto permette di avere almeno un'opportunità quotidiana di uscire dall'orbita, se necessita, ed atterrare in un punto predeterminato.
Altre vantaggiose caratteristiche sono la piena e rapida riutilizzazione del mezzo e la scarsa decelerazione a cui è soggetto il carico utile imbarcato durante la fase di rientro.
L'Hermes è un velivolo con ala a delta caratterizzata da «winglet» di grosse dimensione, assenza di deriva, sofisticato dal punto di vista aerodinamico al punto da potersi allontanare di 2.000 km lateralmente dal suo sentiero principale di discesa.
Ha una lunghezza di 15 m, un'apertura alare di 10 m ed un peso a pieno carico di 21 tonnellate, di cui 3 t di carico utile e 1,5 t di propellenti per i razzi di controllo dell'assetto; nel corso di una missione tipo sarà inserito in orbita circolare a 463 km di quota, inclinata di 28,5°. Può ospitare un equipaggio di 3 persone in una cabina eiettabile di 4 mc, e dispone di un vano pressurizzato di 18 mc, diviso in un'area di 8 mc utilizzabile per le attività dell'equipaggio in orbita ed in un'area cargo per il rimanente volume. Un compartimento a tenuta stagna è estensibile sul retro mediante il meccanismo di aggancio, e può ospitare due astronauti in tuta durante la fase di decompressione preparatoria per le attività extraveicolari. La struttura principale sarà realizzata facendo largo uso di compositi in fibra di carbonio, ed in misura minore in leghe metalliche, principalmente titanico e alluminio-litio.
La principale preoccupazione nella progettazione dell'intero sistema (Ariane 5 + Hermes) è costituita dalla sicurezza dell'equipaggio umano. L'obiettivo è quello



di ridurre il fattore di rischio ad un valore considerato accettabile per altre professioni, ad esempio piloti collaudatori, sommozzatori d'alta profondità, operatori su piattaforme petrolifere in alto mare.
Alla sicurezza umana è stata assegnata una probabilità tra il 99,9% ed il 99,99%, mentre la probabilità di successo di una missione è solo del 98%; in particolare si richiede al sistema di avere un'affidabilità tale da garantire una probabilità teorica che nella missione si abbiano feriti gravi al di sotto dell'1%, ed una probabilità di avere delle vittime compresa tra l'1 per 1.000 e l'1 per 10.000.
L'adozione di adeguate misure di sicurezza in tutti i sottosistemi dell'intero complesso di lancio rappresenta una notevole sfida tecnologica, ben superiore a quella finora incontrata con le precedenti versioni dell'Ariane, per le quali era richiesta un'affidabilità di solo il 95%.
In particolare la cabina eiettabile, facente uso di un motore a propellente solido di 25 t di spinta, può entrare in funzione fino ad una velocità di mach 7 ed una quota di 60 km, garantendo una sicurezza intrinseca assai maggiore dei sedili o delle cabine eiettabili di uso corrente sui velivoli militari.

Il vettore Ariane 5

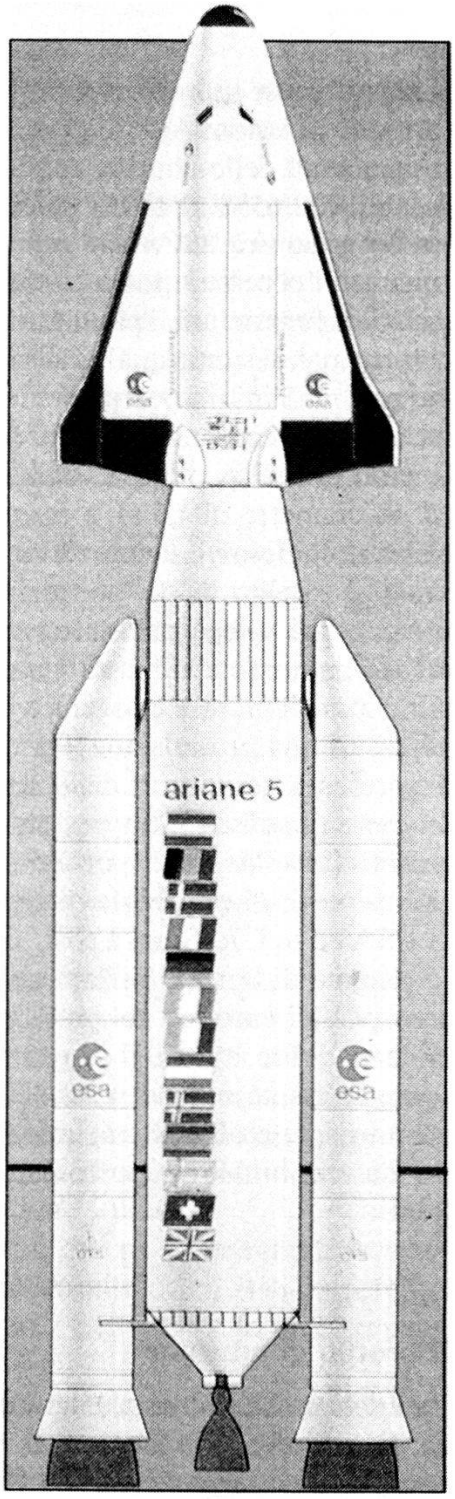
Il programma Ariane 5 ha come obiettivi la progettazione e produzione industriale in serie di un vettore capace di inserire in orbita geostazionaria carichi fino a 6.800 km o di lanciare in orbita bassa l'Hermes o carichi equivalenti pari a 21 tonnellate.
Viene richiesta inoltre al programma la messa a punto di una struttura organizzativa industriale in grado di produrre e lanciare 8 vettori Ariane 5 all'anno.
Il vettore avrà un'altezza di circa 50 metri ed un peso al lancio di circa 725 t, e sarà costituito da un primo stadio di 30 metri di altezza e di 5,4 metri di diametro, propulso da un motore criogenico HM60 Vulcain, alimentato da 155 tonnellate di propellente (130 t di ossigeno liquido e 25 t di idrogeno liquido), a cui si affiancano due booster ausiliari (P230) a propellente solido.
I booster avranno un'altezza di 30 m ed un diametro di 3 m, peseranno ciascuno 269 tonnellate e conterranno 230 t di propellente, costituito per il 71% da perclorato d'ammonio, per il 16% da polvere di alluminio, e per il 13% da un tipo particolare di butadiene.
Questi booster funzioneranno per 125 secondi, assicurando una spinta pari a 750 t ciascuno.
Il motore HM60 funzionerà per 615 secondi e fornirà una spinta pari a 104 t (del-

la stessa classe quindi dei motori montati sul secondo stadio del Saturn V, il vettore delle missioni Apollo), confrontabile con la spinta di 170 t erogata dai motori principali dello shuttle, peraltro più perfezionati in quanto riutilizzabili, e regolabili dal 65% al 109% della loro potenza di progetto. In definitiva il primo stadio garantirà all'Ariane 5 una spinta complessiva di 1.600 t.
In caso di necessità potrà essere aggiunto un secondo stadio, denominato L5, in grado di fornire una spinta ulteriore, utile per la satellizzazione di carichi particolarmente pesanti, quali l'Hermes. Tale stadio avrà un'altezza di 5,4 m, un diametro di 4,5 m, un peso di 6 t (di cui 3,5 t di perossido d'azoto e 1,7 t di MMH, mono-metil-idrazina), e potrà fornire una spinta di 2 t per 800 secondi.
Il vano di carico, nel caso di lanci automatici, avrà una lunghezza di circa 12 m ed un diametro di 4,5 m, e consentirà il lancio di 2 satelliti del peso di 2.900 km ciascuno, oppure il lancio di un unico satellite di 6.800 kg, oppure ancora il lancio di 3 satelliti di cui uno della classe 2.000 km e due della classe 1.600 kg.
Elementi di spicco nella progettazione di un vettore così complesso sono il dimensionamento e la messa a punto delle turbopompe che avranno il compito di alimentare il motore criogenico del 1° stadio con il comburente ed il combustibile necessari alla propulsione. Per dare un'idea la turbopompa per l'idrogeno liquido presente nei motori dello shuttle ha una potenza di 75.000 CV (56 MW) in un peso di soli 345 km per un ingombro lineare inferiore al metro.
In definitiva l'Ariane 5 porrà nel 1995 l'Europa alla pari delle superpotenze, assicurandole la disponibilità di un vettore di potenza analoga ai sistemi disponibili in USA ed in URSS ma a costi significativamente inferiori. Lo sviluppo dell'intero sistema di lancio, iniziato nel 1984, impegnerà una buona parte delle risorse aerospaziali europee nei prossimi dieci anni, ed avrà un costo previsto di 6.000 miliardi di lire attuali. Il programma è finalizzato ad ottenere un vettore che consenta un risparmio del 45% nel costo per chilogrammo di carico utile posto in orbita rispetto all'utilizzazione di un vettore della classe Ariane 4, vettore peraltro già economico se confrontato con i prezzi di mercato degli altri lanciatori esistenti.

Il profilo di missione

La missione tipo durerà 11 giorni, di cui due come margine operativo di sicurezza; la navicella sarà lanciata al tempo T_0, accosterà alla stazione spaziale a $T_0 +$ 48 h, rimarrà agganciata alla stazione spaziale od all'MTFF fino a $T_0 +$ 216 h,

svolgerà le procedure di uscita dall'orbita a $T_0 + 239$ h, ad una quota di 120 km, ed atterrerà a $T_0 + 240$ h, ad una velocità di circa 305 km/h su una pista di 3.000 m di lunghezza.
La progettazione aerotermodinamica dell'Hermes rappresenta solo il 50% circa dell'impegno ingegneristico dell'intero progetto.
Per poter utilizzare appieno le potenzialità del sistema, occorrerà disporre di numerose infrastrutture a terra. Queste saranno costituite dal supporto logistico e dalle attrezzature atte a consentire la preparazione al lancio, il controllo in ordita e durante la fase di rientro, e soprattutto all'approntamento del velivolo tra una missione e l'altra.



Le infrastrutture

Nella Guyana francese è prevista la costruzione del Centro spaziale di Kourou, e in particolare del complesso di lancio ELA-3 (ELA, Ensemble de Lancement Ariane), specifico per l'Ariane 5 e l'Hermes, oltre a vari edifici in altre località per l'approntamento del velivolo, e per lo svolgimento dei controlli prevolo.
In Europa saranno costruite infrastrutture per la manutenzione straordinaria del velivolo, una pista di atterraggio a Istres in Francia (oltre a quella principale a Kourou), e tutte le strutture a gru strallate per la movimentazione dell'Hermes a bordo dell'Airbus 310 che svolgerà la funzione di aereo madre.
La sala controllo sarà collegata al velivolo tramite una estesa rete di telemetria e comunicazione, costituita da numerose stazioni dislocate in tutti i continenti. Tale rete farà este-

so uso di satelliti DRS (Data Relay Satellite) per l'acquisizione rapida di segnali e la loro distribuzione agli enti interessati.
Edifici specifici per lo svolgimento delle attività addestrative, lo sviluppo di corrette procedure di aggancio con le varie stazioni spaziali e l'addestramento alle attività lavorative in orbita saranno costruiti sia in Europa che a Kourou.
Per gli studi iniziali e la messa a punto del velivolo sarà necessaria la costruzione di un esteso numero di apparecchiature di grandi dimensioni, in particolare una galleria del vento ipersonica, oltre allo sviluppo di apposite strutture operative in grado di favorire le ricerche in campi dedicati all'intelligenza artificiale, alla telematica e alla modellizzazione aerotermodinamica.

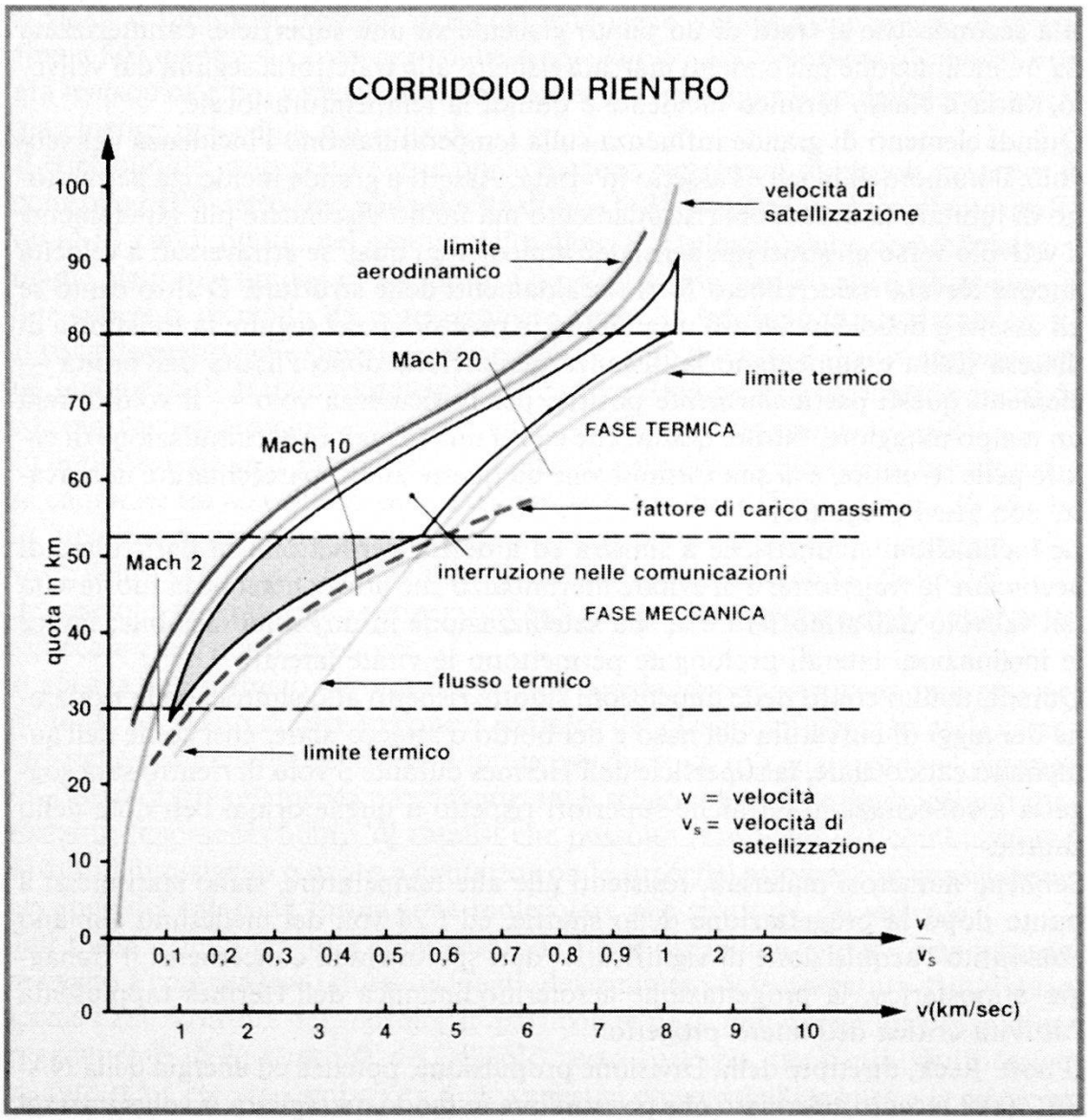
I problemi termici ed i materiali

La progettazione del sistema di protezione termica dell'Hermes rappresenta un impegno particolarmente gravoso, in quanto non deve essere svolta in modo avulso dalla progettazione aerodinamica, ma anzi deve essere il risultato di una ottimizzazione tra prestazioni aerodinamiche e controllo del velivolo, tra caratteristiche della traiettoria durante la fase del rientro e caratteristiche termostrutturali del velivolo.
Quando si prende in considerazione la progettazione di un veleggiatore ipersonico quale l'Hermes, l'ovvio confronto è con lo shuttle americano sebbene esistano rimarchevoli differenze tra i due velivoli.
La progettazione aerodinamica dell'Hermes non costituisce una semplice riduzione in scala del profilo e delle dimensioni dello shuttle in quanto, volendo estendere le condizioni di sicurezza del volo, si è voluto assicurare uno spostamento laterale dalla traiettoria orbitale di 2.000 km. Questa richiesta, limitata per lo shuttle a circa 1.500 km, consente di uscire rapidamente dall'orbita entro un massimo di 6 ore dal verificarsi di una condizione di emergenza, ed atterrare in uno dei quattro aeroporti appositamente predisposti per tali evenienze.
In conclusione, le minori dimensioni e le più stringenti condizioni di sicurezza causano più elevate temperature operative durante la fase di rientro, e una durata della fase calda del rientro più prolungato se confrontata con quella dello shuttle. Subito dopo la procedura di uscita dall'orbita, la fase iniziale del volo ad alti numeri di mach viene svolta con il velivolo in una configurazione ad alta incidenza, per massimizzare il frenaggio aerodinamico o ridurre la durata del volo ad alta temperatura. Inoltre questa operazione consente di proteggere le finestrature del velivolo.

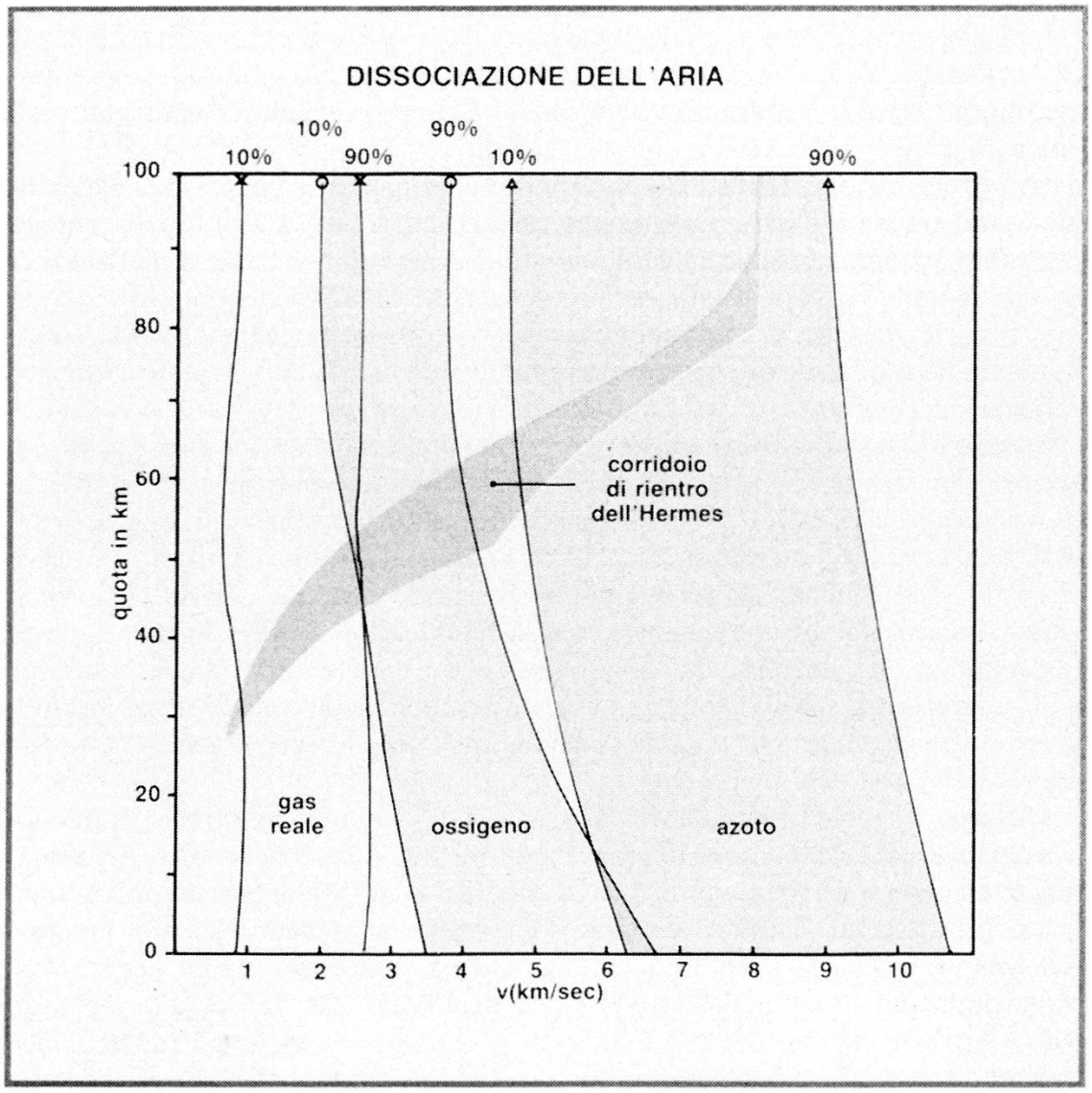
Allorché la pressione dinamica è sufficiente, il pilotaggio mediante i motori d'assetto viene sostituito dall'azione delle superfici di controllo aerodinamico, ed il velivolo comincia a funzionare esattamente come un aereo convenzionale.
Il rientro ed il volo fino all'atterraggio rappresentano per un veleggiatore ipersonico un'opportunità a singola scelta, in quanto è possibile correggere precedenti manovre in misura molto limitata, a causa della mancanza di propulsori. Un rientro tipico dura all'incirca 31 minuti, dei quali 27 condotti a velocità superiori a Mach 1. Inoltre la maggior parte del volo viene condotta con angoli di virata fino a 80° mentre si percorrono delle ampie curve ad S, compiute a velocità prima ipersonica e poi supersonica, per consentire la dissipazione dell'elevata energia cinetica posseduta dal velivolo.
Il controllo del veleggiatore ipersonico avviene per mezzo di piccoli razzi per il controllo dell'assetto fino alla velocità di Mach 10, raggiunta normalmente attorno ai 50 km di quota; nel seguito della discesa il velivolo viene controllato mediante alettoni e timone di direzione. Quest'ultimo in particolare è sdoppiato in due superfici in modo da poter svolgere anche la funzione di aerofreno.
Il riscaldamento delle superfici esterne del velivolo durante il rientro rappresenta un fenomeno di grande complessità, la cui simulazione a terra richiede mezzi di calcolo particolarmente avanzati e gallerie del vento decisamente sofisticate.
In definitiva, occorre esplorare l'inviluppo di volo del profilo scelto, per altitudini comprese tra 40 e 80 km di quota, con velocità che arrivano a circa 30 Mach, in presenza di condizioni estremamente particolari, in quanto l'atmosfera, alle varie densità in rapporto alla quota, è compressa violentemente davanti al naso del velivolo, raggiungendo temperature tali da causare fenomeni dissociativi nelle molecole che la costituiscono.
Il plasma così formato avvolge il velivolo riscaldandone le strutture interne a seguito di: un flusso di convenzione a contatto del plasma influenzato dalle caratteristiche geometriche dello strato limite; un flusso di irraggiamento del plasma; un flusso di irraggiamento proveniente dagli schermi termici e dagli isolanti sottostanti; fenomeni chimici di catalisi che possono provocare la ricombinazione di atomi di ossigeno o azoto a contatto con le superfici esterne, con conseguente cessione del calore di formazione molecolare alle strutture del velivolo.
Tali flussi termici vengono compensati da flussi dissipativi, i quali, non appena arrivano a compensare i flussi incidenti, determinano la temperatura d'equilibrio locale delle strutture del velivolo. In particolare possiamo citare: un flusso di irraggiamento dalle strutture del velivolo verso l'esterno, tanto più significativo quanto più è elevata l'emissività delle superfici esterne dell'Hermes e la capacità

delle strutture dell'aereo spaziale di assorbire calore senza subire un degrado apprezzabile delle caratteristiche meccaniche.
La temperatura massima raggiunta in un punto qualsiasi del velivolo dipende dalla traiettoria di volo, e quindi dalla densità degli strati di atmosfera successivamente incontrati durante il rientro, oltre che dalla disposizione relativa di quel punto del velivolo rispetto alla traiettoria seguita dal centro di massa, condizione questa che impone un elevato grado di finezza aerodinamica ipersonica. In effetti a seconda che si tratti di un punto giacente su una superficie, caratterizzata da un'inclinazione più o meno marcata rispetto alla traiettoria seguita dal velivolo, varia il flusso termico incidente e quindi la temperatura locale.
Quindi elementi di grande influenza sulla temperatura sono l'incidenza del velivolo, il numero di mach e l'assetto in virata. Assetti a grande incidenza permettono di limitare la durata del riscaldamento ma fanno discendere più rapidamente il velivolo verso gli strati più densi dell'atmosfera, i quali se attraversati a velocità ancora elevata indurrebbero forti riscaldamenti delle strutture. D'altro canto se gli assetti a debole incidenza migliorano la precisione nel seguire la traiettoria di discesa scelta e aumentano la distanza percorribile dopo l'uscita dall'orbita — elementi questi particolarmente positivi per la sicurezza volo — il volo durerà un tempo maggiore, fattore questo che causa una maggiore accumulazione di calore nelle strutture, e la sua trasmissione da queste alle apparecchiature imbarcate, con gravi pregiudizi.
Le inclinazioni simmetriche a sinistra ed a destra permettono in particolare di accorciare la traiettoria, e di evitare un rimbalzo che provocherebbe la fuoriuscita del velivolo dall'atmosfera e la sua satellizzazione in un'orbita instabile; invece le inclinazioni laterali prolungate permettono le virate laterali.
Quindi, tenuto conto delle dimensioni ridotte rispetto allo shuttle, della riduzione dei raggi di curvatura del naso e del bordo d'attacco alare, così come dell'aumentato carico alare, la superficie dell'Hermes durante il volo di rientro sarà soggetta a sollecitazioni termiche superiori rispetto a quelle ormai ben note dello shuttle.
Sebbene numerosi materiali, resistenti alle alte temperature, siano stati messi a punto dopo la progettazione dello shuttle, ed i 24 voli del medesimo abbiano consentito l'acquisizione di significativi dati sperimentali concernenti il frenaggio atmosferico, la progettazione aerotermodinamica dell'Hermes rappresenta l'attività critica dell'intero progetto.
Il dott. Reck, direttore della Divisione propulsione, potenza ed energia della NASA, ha di recente affermato che per studiare in modo dettagliato le sollecitazioni

aerotermiche subite dallo shuttle nel corso del rientro, era stato messo a punto un modello matematico dello shuttle, facente uso della tecnica degli elementi finiti. Tale modello tridimensionale simula la struttura della navetta spaziale mediante un insieme di 475.200 nodi e necessita di circa 24 ore di tempo macchina se usato su supercalcolatori vettoriali, al fine di simulare una singola discesa completa dall'orbita fino a terra. Questi dati da soli lasciano intendere la com-



plessità della progettazione di un veleggiatore ipersonico in grado di rientrare dall'orbita senza subire danni.
Per quanto attiene alla scelta dei materiali del sistema di protezione termica dell'Hermes, l'obiettivo era quello di minimizzare il peso della struttura per poter rientrare nei limiti delle 21 tonnellate di peso complessivo del velivolo, consentendo almeno 30 voli senza necessità di estesi interventi di manutenzione. Inoltre la



progettazione dello scudo termico è stata eseguita secondo il criterio conservativo di massimo carico strutturale ad una temperatura limite e carico limite per massima temperatura. Sebbene lo shuttle americano abbia utilizzato al meglio la tecnologia allora disponibile, significativi miglioramenti si sono avuti nei materiali resistenti alle alte temperature. Questi miglioramenti non hanno riguardato leghe metalliche, ma soprattutto i materiali ceramici, in particolare SiC-SiC e C-SiC (fibre di carburo di silicio in matrice di carburo di silicio e fibre di carbonio in matrice di carburo di silicio). Confrontati con i materiali metallici, questi compositi ceramici hanno migliori caratteristiche meccaniche in rapporto al peso, una migliore resistenza specifica, una migliore resistenza alle alte temperature, minore espansione termica ed un migliore comportamento in ambienti ossidanti.
Per la progettazione del sistema di protezione termica del veicolo spaziale europeo sono state prese in considerazione varie tecniche le quali, in modo analogo a quanto fatto per lo shuttle, verranno scelta a seconda della zona dell'Hermes in cui dovranno essere installate. Queste tecniche possono essere classificate in tre tipi principali: strutture fredde con isolante, strutture calde e sistemi attivi. La famiglia delle strutture fredde con isolante può essere ulteriormente sottoclassificata in:
☐ tegole isolanti tipo shuttle, costituite di un materiale ceramico a base di silicio, avente una densità di 144 kg/mc, ricoperte in opera con uno strato protettivo in funzione anti umidità. A causa delle scarse caratteristiche meccaniche, queste tegole (ciascuna ha dimensioni 15 × 15 cm) sono fissate alla struttura principale mediante adesivi sintetici; per ragioni di sicurezza, tra esse e la struttura principale viene comunque interposto uno strato di materiale coibente. Sebbene questo sistema di protezione termica abbia mostrato un buon comportamento durante la fase di rientro, esso richiede una eccessiva manutenzione ed accurati controlli pre e postvolo. Studi per il perfezionamento di queste tegole sono in corso sia negli USA che in Europa.
☐ Tettoie con isolanti multistrato, consistenti in una lamina esterna con funzione di protezione dalle alte temperature e di mantenimento del profilo aerodinamico, mentre gli elementi multistrato sottostanti è demandato il compito di assicurare l'isolamento termico; tali strati sono realizzati mediante lana di quarzo e schermi in materiale riflettente. Questo sistema, sviluppato dalla società Dassault negli anni 70, venne scartato per lo shuttle americano sia a causa del ritardo con il quale venne messo a punto, sia perché, essendo la lamina esterna metallica nel progetto originario, penalizzava in termini di peso l'intera struttura. Attual-

mente grazie ai progressi nei materiali ceramici, è possibile utilizzare compositi al carburo di silicio per la lamina esterna, consentendo di ottenere una struttura leggera e con ottime caratteristiche di isolamento termico.

☐ Isolanti esterni flessibili, consistenti in uno strato di feltro in fibra di silicio avente spesso compreso tra i 10 ed i 40 mm a seconda delle necessità ed un peso specifico di 96 km/mc, racchiuso tra due superfici di contenimento (una interna in fibra di vetro ed una esterna in fibra di silicio).

Sebbene dotata di buone caratteristiche, tale tecnica di isolamento ha due limitazioni d'uso: una temperatura limitata a soli 500°C, a causa dell'agente chimico utilizzato per inibire l'assorbimento di vapore d'acqua, ed un'elevata porosità superficiale, che ne precludono l'utilizzazione per le parti soggette a flussi aerodinamici significativi.

☐ Strutture calde, utilizzanti compositi ceramici del tipo carbonio-carbonio, impiegate nella realizzazione delle estremità dello shuttle, in particolare il naso ed i bordi di attacco delle ali. I progressi realizzati in questi anni nella produzione e lavorazione di tali materiali consentiranno la loro utilizzazione sull'Hermes anche per altre parti caratterizzate da un profilo geometrico meno favorevole, in particolare tutte le superfici di controllo aerodinamico. I vantaggi nell'uso di tali strutture sono da ricercarsi in un significativo risparmio di peso, a causa del fatto che tali strutture non necessitano di strati coibenti dietro di esse ed in una riduzione della temperatura di picco nei punti caldi, in quanto è possibile reirradiare il calore accumulato verso zone fredde all'interno del velivolo.

☐ Sistemi attivi, utilizzanti sia tecniche di protezione mediante materiali ablativi che di traspirazione superficiale. La prima non è utilizzabile in quanto, oltre a non essere totalmente reimpiegabile, imporrebbe pesi troppo elevati, la seconda rappresenta una tecnica ancora in fase di ricerca. Sebbene venga tenuta in viva considerazione per i futuri veicoli transatmosferici, allo stato attuale della conoscenza imporrebbe elevati pesi ed una complessità eccessiva del sistema.

In conclusione, la scelta tra le varie tecniche disponibili tiene conto del peso complessivo del sistema, della manutenzione (costo basico e disponibilità del sistema) e della semplicità, che in qualche misura è un indice di affidabilità. Le strutture calde verranno usate in tutti i punti estremali soggetti a temperature dell'ordine dei 1.000 - 2.000° C. La parte inferiore dell'Hermes sarà protetta con il sistema delle tettoie con isolanti multistrato, utilizzati anche per le regioni più calde della parte superiore. Gli isolanti flessibili, convenienti per il peso limitato, saranno utilizzati per le zone a temperatura inferiore ai 500° C, presenti sulla superficie superiore del velivolo.

Conclusioni

Il progetto Hermes, inizialmente intrapreso dall'agenzia spaziale francese (CNES, Centre Nationale d'Etudes Spatiales), è stato allargato all'ambito europeo, sotto l'egida dell'ESA, nel marzo del 1986. Ed è finalizzato a consentire il primo volo del velivolo nel 1997, in versione automatica, e nel 1998 con il primo equipaggio umano. L'MTFF sarà operativo nel 1997 mentre il Columbus lo diverrà nel 1999. Attualmente il bilancio previsionale ESA prevede tre voli all'anno per i due esemplari di Hermes che verranno realizzati.
Da adesso fino all'inizio del prossimo millennio, le risorse dell'Agenzia Spaziale Europea saranno concentrate sullo sviluppo di stazioni spaziali e sui mezzi per garantirne l'accesso.
La realizzazione del programma rappresenterà un contributo essenziale per il progresso tecnologico europeo.
Il suo sviluppo consentirà, infatti, sostanziali progressi in molti campi della ricerca e permetterà considerevoli arricchimenti del know-how industriale nei settori delle tecnologie di punta, in particolare materiali, microelettronica, elaborazione dati e sistemi per la generazione d'energia.
Ma la ricaduta forse più importante del progetto Hermes sarà in termini di risorse umane.
Grazie a questo progetto una larga schiera di tecnici, ingegneri e piloti europei potrà guardare allo spazio come ad una frontiera avvicinabile, e non un qualcosa limitato alle superpotenze.

La Svizzera partecipa in modo molto attivo alla realizzazione di questi programmi. (NdR.)