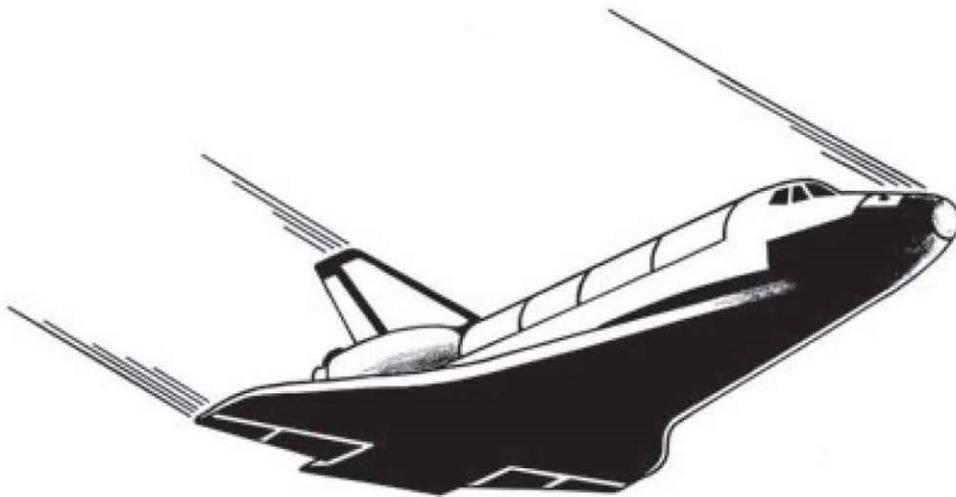


ELABORATO MONOGRAFICO
IL RIENTRO ATMOSFERICO



Professore:
Carlo de Nicola

Allievo:
Francesco Gervasio
Matricola: M53001028

Indicazioni per lo sviluppo del lavoro da casa

Il rispetto di queste indicazioni è tassativo. Ogni cosa riportata va letta con molta attenzione prima di essere sottoposta alla mia attenzione: non conviene usare un docente come correttore di bozze.

STRUTTURA DEL TESTO (CON O SENZA WORD PROCESSOR)

È richiesta un'esperienza strutturata piuttosto che narrativa. Pertanto descrivere sinteticamente ed in sequenza:

- lo scopo;
- lo sviluppo;
- l'applicazione;
- le conclusioni;

indicare poi gli strumenti (tecnici, informatici o scientifici) utilizzati per lo sviluppo della stesura, riportare la bibliografia. È vietato riprodurre, anche in parte, la teoria alla base dell'esercizio: limitarsi all'indicazione bibliografica. La lunghezza massima, in facciate, del corpo del resoconto del lavoro a casa (escludendo quindi il titolo, indice e liste dei simboli) va contenuta al massimo. Il testo scritto e le figure devono essere in bianco, nero e toni di grigio. Eventuali immagini e foto ripresi da sorgenti bibliografiche, compresa la rete potranno essere a colori. **INDICAZIONI PARTICOLARI** Il fascicolo che contiene gli esercizi deve essere curati, preciso, elegante e pertanto:

- i risultati devono avere la giusta accuratezza: porre ESTREMA attenzione all'aspetto delle cifre significative;
- ogni rappresentazione grafica deve essere pertinente. PER LE GEOMETRIE CURARE IL DISEGNO E LE SCALE;
- riportare sempre il sommario dei risultati in quadri sinottici o in opportuni grafici;
- figure: numerate, vanno inserite nel testo o messe alla fine, ben spaziate, nel rispetto e con indicazione delle scale, con una legenda esauriente (con tutte le indicazioni), mentre il formato deve essere umano e l'assetto verticale;
- evitare per quanto possibile termini in lingua diversa dall'italiano (un termine irrinunciabile di altra lingua va scritto in corsivo), evitare tout court versioni italianizzate di termini in altre lingue;
- in un eventuale stesura informatica lasciare spazio bianco dopo i caratteri .,:!; in stampa lasciare 3.5 cm a sinistra, 2 cm a destra;
- eventuali formule vanno numerate;
- può essere utile riportare la lista dei simboli;
- impiegare sempre una terminologia appropriata;
- stare attenti ad evitare il costrutto “: (due punti) seguito da una figura o da una tabella”.

PRESENTAZIONE AL DOCENTE

Esercizi ed elaborati vanno presentati in un fascicolo riportando in copertina

ESCLUSIVAMENTE cognome, nome, matricola, elenco del testo in tutti gli esercizi al momento svolti, ed in seconda pagina questo paragrafo sulle **INDICAZIONI DELLE ESERCITAZIONI DA CASA.**

Indice

1. Il contesto storico e gli albori dell'aerodinamica ipersonica.....	5
2. Introduzione al rientro atmosferico	7
2.1 Il riscaldamento aerodinamico.....	8
2.2 Corridoio di volo e traiettoria di rientro.....	10
2.3 Lo scudo termico.....	11
2.4 Principali materiali ablativi.....	12
3. Analisi ed evoluzione delle geometrie impiegate.....	13
3.1 Geometria sferica o a sezione sferica.....	13
3.2 Geometria cono – sferica	14
3.3 Geometria biconica	15
3.4 Geometrie asimmetriche.....	15
4. Analisi del campo di moto per un <i>blunt nosed entry body</i>.....	16
5. Rientro ed atterraggio della <i>Space Shuttle</i>.....	18
6. Rientro ed atterraggio della <i>Soyuz</i>.....	20
6.1 Manovra di <i>breaking</i>	20
6.2 Separazione dei moduli	20
6.3 Ingresso in atmosfera.....	20
6.4 Attivazione dei paracadute.....	21

Lista dei simboli utilizzati

M , numero di Mach;

m , massa;

V , velocità;

t , tempo;

D , resistenza aerodinamica;

ρ , densità;

C_D , resistenza aerodinamica;

A , area del velivolo;

Q , quantità di energia nel modo calore;

\dot{q} , flusso di energia nel modo calore;

St , numero di Stanton;

c_p , calore specifico a pressione costante;

T , temperatura;

C_f , coefficiente di attrito;

h_c , coefficiente di trasmissione convettivo del calore;

T_{aw} , temperatura adiabatica di parete;

T_w , temperatura di parete;

Il rientro atmosferico

1 Il contesto storico e gli albori dell'aerodinamica ipersonica

Le origini della problematica del rientro atmosferico sono da ricercarsi agli albori della guerra fredda. I missili balistici e le testate nucleari, eredità del secondo conflitto mondiale, erano in mano agli USA ed al blocco sovietico. Iniziarono quindi in ambedue le realtà politiche ricerche finalizzate ad incrementare le capacità militari di tali due tecnologie. Tuttavia, il principale ostacolo alla progettazione ed all'impiego di un missile dotato di testata termo – nucleare risultava essere proprio la problematica del rientro atmosferico. Fu però nel 1952 che gli scienziati Nel 1952 H. Julian Allen e Alfred J. Eggers del National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) scoprirono a sorpresa che un corpo tozzo (*blunt body*) era la forma più efficiente per uno scudo termico. Si dimostrò che il calore generato sul veicolo era inversamente proporzionale al coefficiente di resistenza: attraverso questa forma, l'onda d'urto e lo strato d'urto sono spinti lontano dalla parete esterna del veicolo.

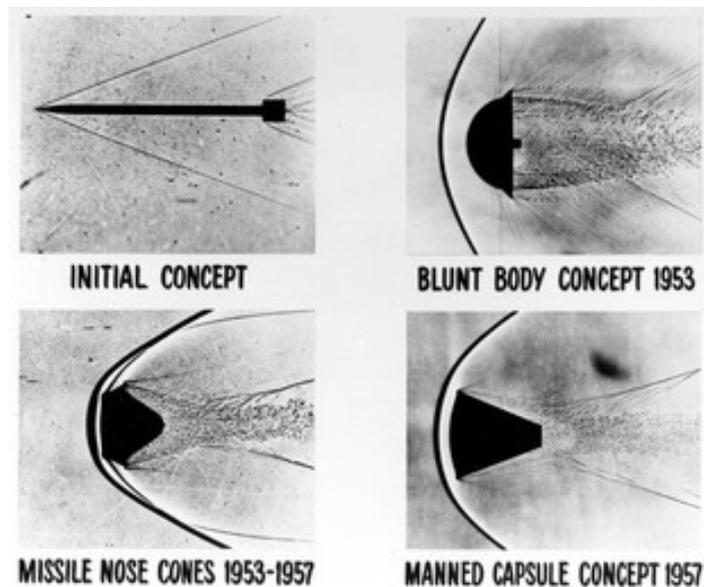


Figura 1.1 Fotografie ottenute attraverso il metodo Schlieren, di differenti geometrie immerse in flusso supersonico: si osserva come, all'aumentare dell'ingombro del corpo, l'onda d'urto e lo strato d'urto vengono spinti lontano dal corpo.

Tale scoperta venne, trattata inizialmente come segreto militare, venne pubblicata nel 1958. La scoperta di tale comportamento avrebbe permesso la progettazione degli scudi termici che sarebbero nel giro di pochi anni utilizzati sulle capsule *Mercury*, *Gemini* ed *Apollo*. In realtà già negli anni precedenti vi erano stati i primi tentativi di raggiungere velocità considerevolmente maggiori di quelle del suono: il 24 Febbraio 1949, dal sito *White Sands Proving Ground*, venne lanciato un particolare razzo V-2: esso, infatti, aveva in testa un sottile razzo chiamato *WAC Corporal*, fungeva da secondo stadio. Esso, azionato ad una quota di 160 km e ad una velocità di 5600 km/h, accelerò fino alla velocità massima di 8300 km/h e raggiunse i 393 km di quota, superando così il precedente record (fatto segnare dal V-2 monostadio). In quel momento per la prima volta un oggetto costruito dall'uomo toccò il regime ipersonico, volando ad una velocità più di cinque volte maggiore di quella del suono. In verità la transizione tra regime

supersonico ed ipersonico non risulta essere nitida come quella che caratterizza il passaggio dal regime subsonico a quello supersonico. Genericamente possiamo affermare che il campo di moto ha attinto condizioni ipersonico se il numero di *Mach* $M \gg 1$. Se convenzionalmente la *threshold* per il regime ipersonico è $M=5$, possiamo affermare che il regime ipersonico è quello in cui i fenomeni di flusso ipersonico sono in particolare caratterizzati da fenomeni di interazione viscosa, in quanto la [viscosità](#) ha forte influenza sul flusso esterno e sulle [onde d'urto](#). Le onde d'urto possono alterare chimicamente l'[aria](#) o il [gas](#) circostante, creando un [plasma](#) parzialmente ionizzato, con raggiungimento di elevate temperature ([riscaldamento aerodinamico](#)).

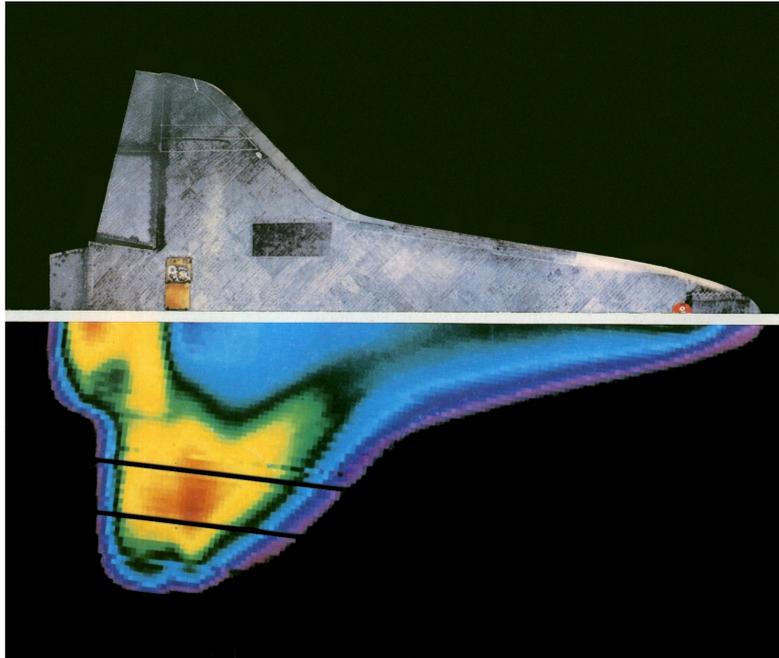


Figura 1.2 Immagine ad infrarossi dello scudo termico della *Space shuttle Columbia* durante la fase di rientro della STS – 3 effettuata dal Gerard P. Kuiper Airborne Observatory (KAO). L'*orbiter* si trovava ad una quota di 184.000 ft (56 km) e viaggiava ad un numero di *Mach* $M=15.6$.



Figura 1.3 Ex direttore di JPL Frank Malina con una WAC razzo Corporal presso il White Sands Missile Range, 1946

2. Introduzione al rientro atmosferico

Il termine rientro atmosferico si riferisce al processo attraverso il quale certi veicoli spaziali (navette, sonde spaziali, missili balistici intercontinentali, ...), che si trovano al di fuori dell'atmosfera di un pianeta, attraversano la stessa raggiungendo la superficie planetaria. È possibile individuare due tipologie principali di rientro atmosferico:

- *Uncontrolled entry*: tipico delle comete, dei detriti spaziali o dei satelliti artificiali ormai in disuso;
- *Controlled entry* (chiamato anche *reentry*): il veicolo spaziale è in grado di essere pilotato o di seguire una traiettoria predeterminata.

Per vari motivi (strutturali, di sopravvivenza degli astronauti, di funzionalità degli strumenti) il velivolo è soggetto a delle limitazioni delle decelerazioni e dei flussi termici (o del riscaldamento aerodinamico). La presenza dell'atmosfera, se da un lato permette la riduzione della velocità del velivolo fino a valori tali da consentire un atterraggio "morbido", dall'altro impone complesse soluzioni di progetto balistico – aerodinamico e di protezione termica. Per velivoli non portanti la fase finale del rientro generalmente avviene con l'ausilio di un paracadute. Infatti, i veicoli dotati di equipaggio devono essere rallentati fino a velocità subsoniche prima di poter utilizzare aerofreni e paracaduti. L'eventuale "atterraggio" su di un pianeta con atmosfera poco densa e/o poco spessa richiede necessariamente l'uso di razzi frenanti che costituiscono una notevole parte della massa, tale da rendere la missione più difficoltosa e più costosa: l'eventuale utilizzo di tali razzi richiederebbe una massa di propellente paragonabile a quella necessaria per accelerare inizialmente il veicolo; risulta dunque essere ingegneristicamente impraticabile l'utilizzo di *rettorazzi* (detti anche *razzi retrogradi*) per ottenere la decelerazione richiesta.

Un corpo che si avvicina ad un pianeta possiede una notevole quantità di energia sotto forma di energia cinetica e di energia potenziale. Poiché lo "spessore" dell'atmosfera di un pianeta è di solito una piccola frazione del suo raggio, l'energia potenziale riferita alla superficie del pianeta è, al limite estremo dell'atmosfera, trascurabile rispetto l'energia cinetica. Ad esempio, a 100 km di quota per un veicolo che rientra da una missione orbitale (velocità tra 7 ed 8 km/s) il rapporto tra l'energia cinetica e l'energia potenziale è circa 30:1. Se si vuole che capsula (o un qualsiasi altro veicolo) si posi dolcemente sulla superficie del pianeta si dovrà fare in modo da annullare tutta l'energia cinetica a mezzo di forze frenanti aerodinamiche. È evidente che la completa trasformazione dell'energia cinetica in energia interna del corpo, attraverso la resistenza aerodinamica dovuta alla presenza di un'atmosfera, porterebbe alla vaporizzazione del corpo. Il problema principale è dunque la trasformazione dell'energia cinetica in una forma di energia che non sia disastrosa per il veicolo, l'equipaggio o il *payload*. L'esperienza legata alla caduta sulla terra di meteoriti fornisce la prova tangibile che non tutta l'energia cinetica viene convertita in energia termica del corpo. Essa, infatti, viene trasmessa al fluido circostante attraverso fenomeni di ionizzazione, dissociazione, radiazione, ecc., e solo una "piccola" frazione viene effettivamente trasferita al corpo sotto forma di riscaldamento dello stesso. Fondamentale sotto tale aspetto risulta essere quindi la progettazione dello *scudo termico* o *sistema di protezione termica* (*Thermal Protection System, TPS*). Esso ha proprio lo scopo di proteggere il velivolo dall'elevato calore sviluppato durante l'attraversamento dell'atmosfera. Lo scopo è evitare che il calore penetri all'interno del velivolo, onde evitare che vi siano degradazioni delle proprietà dei materiali strutturali con eventuali cedimenti e deformazioni. Le modalità di funzionamento di tali protezioni dipendono dall'entità del carico termico. Possiamo riconoscere due tipologie di *TPS*:

- *Riutilizzabili*: che non cambiano considerevolmente la propria massa e le proprie proprietà durante il rientro;

- *Ablativi*: che permettono di disperdere i carichi termici proprio attraverso perdita di massa e cambiamenti di fase;

2.1 Il riscaldamento aerodinamico

Una regola approssimata per il calcolo della temperatura di picco dello strato d'urto di un corpo soggetto a rientro, è quella di eguagliare il valore della velocità di rientro del corpo espressa in metri al secondo alla temperatura espressa in Kelvin. Per cui, una navetta che rientra ad una velocità di 7.8 Km/s raggiungerà una temperatura pari a circa 7800 K : a questi valori avviene una dissociazione chimica dell'aria presente nello strato d'urto e la conseguente ionizzazione. Come già detto, se tutta l'energia dissipata in energia termica fosse convertita in energia interna al corpo, si raggiungerebbero temperature intollerabili da qualsiasi materiale, e la conseguente distruzione del veicolo. È quindi chiaro che, al fine di consentire la sopravvivenza dell'equipaggio e garantire l'integrità strutturale del veicolo, è necessario che solo una minima parte dell'energia dissipata sia trasferita sotto forma di calore al veicolo attraverso la superficie del veicolo stesso. Partendo dall'equazione del moto di un corpo, nelle ipotesi di trascurabilità degli effetti gravitazionali rispetto a quelli della resistenza aerodinamica (supponendo anche il coefficiente di resistenza C_D costante lungo tutta la traiettoria), abbiamo:

$$m \frac{dV}{dt} = -D = -\frac{1}{2} \rho V^2 C_D A$$

Possiamo ora esprimere (trascurando la radiazione dall'aria al corpo e viceversa), possiamo esprimere la quantità di energia nel modo calore che entra nel corpo nell'intervallo di tempo dt come:

$$dQ = \dot{q} A dt$$

Dove \dot{q} è il flusso di calore medio sulla superficie del corpo. Introducendo il numero di Stanton medio sulla superficie del corpo \dot{S}_t abbiamo che:

$$\dot{S}_t = \frac{\dot{q}}{\rho V \left[\frac{V^2}{2} + c_p (T_\infty - T_w) \right]} \Rightarrow dQ = A \dot{S}_t \rho V \left[\frac{V^2}{2} + c_p (T_\infty - T_w) \right]$$

Da cui, trascurando il contenuto termico rispetto a quello cinetico, alla fine abbiamo, integrando tra la velocità iniziale di rientro V_i e la velocità generica V :

$$\Delta Q \cong \frac{\dot{S}_t}{C_D} m \frac{V_i^2 - V^2}{2} \Rightarrow dQ = \dot{S}_t \rho \frac{V^3}{2} A dt$$

Da tali relazioni è possibile desumere un parametro noto come **frazione percentuale di energia** η_Q , definito come:

Il rientro atmosferico

$$\eta_Q = \frac{\Delta Q}{m \left(\frac{V_i^2 - V^2}{2} \right)} \cong \frac{\dot{S}t}{C_D}$$

Tale quantità rappresenta il rapporto tra l'aliquota di energia trasmessa al corpo rispetto a quella totale dissipata. Ovviamente il fine della progettazione dello scudo aerodinamico è proprio la minimizzazione di tale parametro. Esiste inoltre una relazione tra il numero di Stanton ed il coefficiente d'attrito C_f :

$$\dot{S}t = \frac{\dot{C}_f}{2} \Leftrightarrow \frac{dQ}{dt} \cong \frac{\dot{C}_f}{4} \rho V^3 A$$

E quindi per una velocità $V \ll V_i$ abbiamo:

$$\eta_Q \cong \frac{\Delta Q}{m \frac{V_i^2}{2}} \cong \frac{1}{2} \frac{\dot{C}_f}{C_D}$$

Da ciò si evidenzia come il rapporto tra il coefficiente d'attrito ed il coefficiente di resistenza rappresenti il parametro adimensionale che indica di quanto si riesce a rallentare un corpo senza causare un eccessivo riscaldamento dello stesso. Ciò spiega perché si ricorra a geometrie tozze, come per le capsule *Gemini* ed *Apollo*: in tal modo si incrementa la resistenza d'attrito rispetto a quella di forma.

Il vantaggio di utilizzare geometrie *blunt* è molteplice: non solo consente di minimizzare η_Q ma anche di realizzare un minore incremento di temperatura nel tempo. Infatti, nell'ipotesi che il corpo abbia una conducibilità termica particolarmente elevata, si ha:

$$\dot{q} S = cm \frac{dT}{dt} + q_r' S \Leftrightarrow \frac{dT}{dt} = \frac{S}{cm} (\dot{q} - \dot{q}_r)$$

Ciò significa che l'innalzamento di temperatura è tanto più basso quanto minore risulta essere il rapporto S/M , quindi in prima approssimazione S/V , laddove V è il volume del corpo racchiuso dalla superficie S . I corpi tozzi hanno un basso valore del rapporto S/V , i corpi affusolati, invece, proprio in virtù dell'elevato valore di tale rapporto, sono caratterizzati da rapidissimo innalzamento della temperatura della punta del corpo, che potrebbe portare in breve tempo alla fusione dello stesso. Questo fa sì che sugli aerei ipersonici il profilo delle ali non possa essere a spigolo vivo, cosa che renderebbe anche il raffreddamento tecnologicamente problematico. L'ideale sarebbe avere un raffreddamento per irraggiamento che risulta però essere efficiente però solo quando la temperatura superficiale del corpo è molto elevata. Da qui la necessità di disporre di materiali resistenti ad elevatissime temperature.



Figura 2.1 Rappresentazione artistica del velivolo Boeing X-43, detentore del record di velocità per un aereo sperimentale pari a 12144 km/h (Mach = 9.8) raggiunta il 16 Novembre 2014.

2.2 Corridoio di volo e traiettoria di rientro

Poiché il flusso termico dipende dal cubo della velocità di volo, ci sono dei limiti di velocità che non possono essere superati se si vuole che il flusso di energia sotto forma di calore attraverso le superfici sia limitato in modo da restare in un range di temperatura che non sia pericoloso per la struttura. Dalla figura 2 si osserva come la curva “1” ($\rho V^3 = \text{cost.}$), per cui un corpo caratterizzato dalle condizioni rappresentate dal punto P_1 , avrebbe una velocità troppo elevata ad una quota troppo bassa, quindi soggetto ad un valore del flusso termico troppo elevato. Ci sarebbe un elevato input di calore dovuto all’elevata temperatura adiabatica di parete della corrente ed all’elevato valore del coefficiente di trasmissione convettivo del calore (in prima approssimazione proporzionale al quadrato della pressione dinamica):

$$\dot{q} = h_c (T_{aw} - T_w)$$

È chiaro che tale curva dipende dal tipo di protezione termica adottata. Ovviamente, il velivolo deve anche essere dotato di una certa portanza e quindi, a ciascun assetto di volo, una certa pressione dinamica (ρV^2) ed un certo coefficiente di portanza C_L . Possiamo quindi individuare una seconda curva limite “2” $\rho V^2 = \text{cost.}$ (curva funzione del coefficiente di portanza C_L); per condizioni di velocità e quota al di sopra di tale curva, il velivolo non ha la possibilità di sostentarsi aerodinamicamente proprio perché, a pari velocità, la densità è troppo bassa per fornire il necessario valore della pressione dinamica. È possibile quindi individuare un **corridoio di volo** (parte del piano compresa tra la curva “1” e la curva “2”): tale corridoio è situato tra la curva limite dell’autosostentazione e la curva limite corrispondenza alla barriera termica.

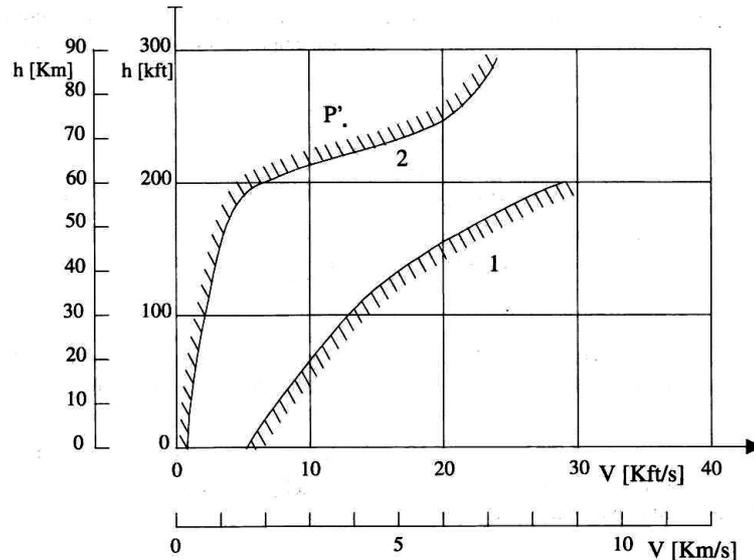


Figura 2.2 Il corridoio di volo

Chiaramente, questo discorso non vale per corpi non portanti, come le capsule, per le quali non ha senso definire la curva “2”. Nella figura 1.3 riconosciamo la traiettoria di rientro della capsula *Mercury* insieme a due curve limite: la curva “1” (*basso* C_D) e la curva “2”. (*alto* C_D): la curva “1” è caratterizzata da un tratto a velocità praticamente costante; in sostanza la capsula penetra nell’atmosfera diminuendo la propria quota ma muovendosi a velocità praticamente costante: ciò accade per geometrie particolarmente “aerodinamica”, nel senso di “affusolare”. La curva “2” invece si caratterizza per una drastica diminuzione della velocità già a quote elevate, grazie ad un elevato valore del coefficiente di resistenza C_D .

Nella progettazione della capsula *Mercury*, ovviamente, si è fatto di tutto per far tendere la traiettoria di volo ad essere quanto più vicina alla curva “2”, quella ad alto C_D , quella che realizza un basso valore di \dot{q} . Infatti

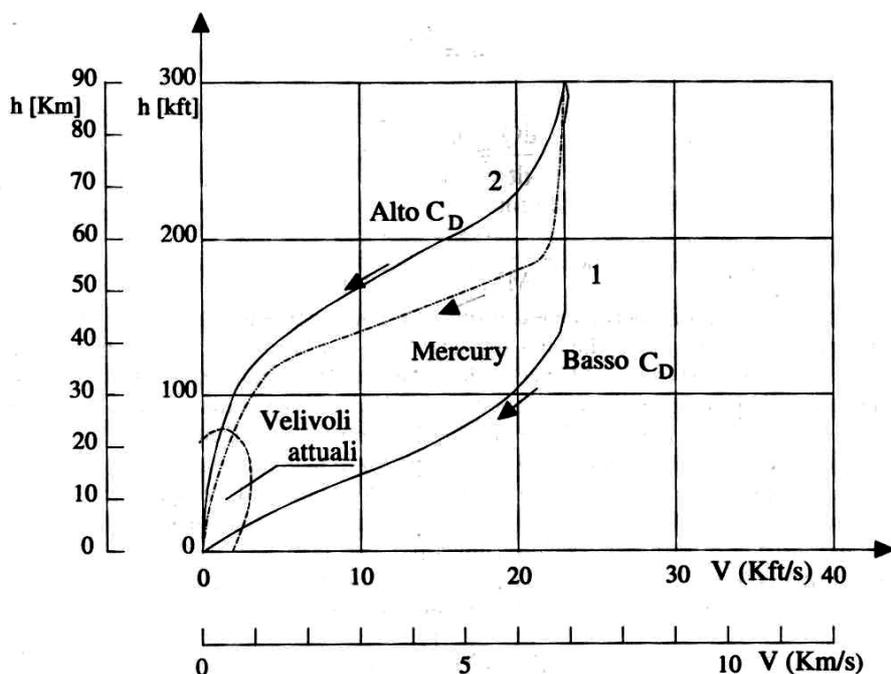


Figura 2.3 Traiettorie di rientro

2.3 Lo scudo termico

Possiamo individuare tre differenti strategie di funzionamento per i *TPS*, riassunti nella figura seguente:

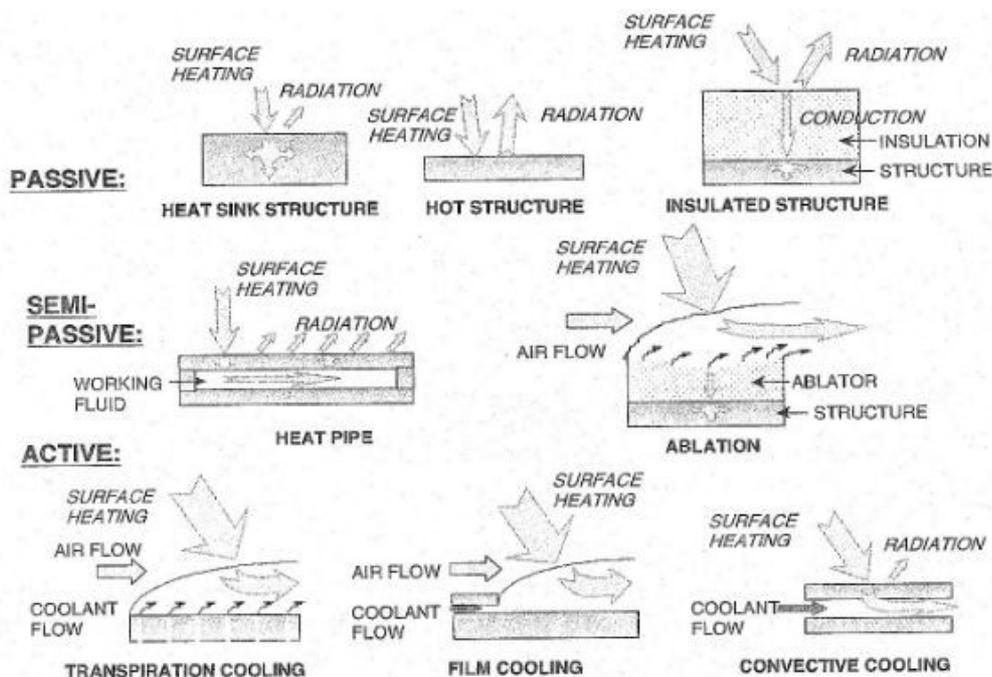


Figura 2.4 Differenti dinamiche di funzionamento dei *TPS*

- **Sistemi passivi:** tali sistemi non prevedono né la spesa di potenza né la presenza di parti in movimento. L'unico meccanismo di scambio termico possibile risulta essere l'irraggiamento

e gli unici parametri in gioco sono le proprietà ottiche superficiali. Nel caso in cui lo scambio termico non avviene tra il velivolo e l'esterno ma tra le parti interne del velivolo stesso, allora, oltre che per irraggiamento, lo scambio termico può avvenire anche per conduzione.

I più semplici sistemi di protezione termica passivi sono i cosiddetti "Pozzi di calore" (*Heat-Sink*) che assorbono il calore incidente e lo conservano nella loro struttura. Un altro sistema passivo è basato sulle *Hot Structure*, cioè sulla possibilità di utilizzare materiali strutturali in grado di resistere alle alte temperature. Uno dei problemi cardine di questi sistemi è l'utilizzo di masse consistenti di metalli (titanio, berillio, rame, ...) e quindi un notevole incremento delle masse in gioco. Il problema delle masse è stato ovviato (consentendo quindi l'utilizzo di tali sistemi anche oggi) attraverso la sostituzione dei metalli con il carbonio, nello specifico [carbonio-carbonio rinforzato](#) (chiamato anche *RCC Reinforced carbon-carbon* o *carbon-carbon*). Questo materiale costituisce il sistema di protezione termico del naso e dei bordi anteriori dello Space Shuttle e fu proposto per il veicolo [X-33](#). Il [carbonio](#) è il materiale più refrattario che si conosca con una temperatura di sublimazione (per la [grafite](#)) di 3825°C . Queste caratteristiche lo rendono un materiale particolarmente indicato per il raffreddamento passivo, ma con lo svantaggio di essere molto costoso e fragile.

- **Sistemi semi-passivi:** essi prevedono la presenza di parti in movimento (solide o fluide) ma non hanno nessun organo che li alimenti e spenga potenza a tal fine. Tra questi tipi di sistemi i più noti sono le *Heat-pipe* che, secondo alcuni studi, sarebbero in grado di gestire flussi termici fino ai 500 KW/m^2 , certamente inferiori a quelli tipici del rientro per corpi *slender*.

Un altro sistema semi-passivo di rilevante importanza è l'utilizzo di materiali ablativi, cioè materiali che soggetti ad elevati flussi termici assorbono tale energia nel passaggio di fase solido-vapore (ablazione). Tali materiali sono stati utilizzati da sempre come TPS delle capsule rientranti. Il fatto che degradino durante il rientro li rende utili per una singola missione, e dunque non possono sposare la filosofia su cui si basano gli RLV, ovvero la riutilizzabilità.

- **Sistemi attivi:** I sistemi attivi sono sistemi che prevedono sia parti in movimento che spesa di potenza per alimentarle. Generalmente si utilizzano liquidi refrigeranti al fine di rimuovere continuamente calore dalle strutture, impiegando in particolare sistemi di raffreddamento a traspirazione o a film liquidi, oppure si raffredda convettivamente. I primi rilasciano il fluido nell'atmosfera, i secondi invece lo portano con sé e dunque non sono utilizzabili per elevati carichi termici. Questi ultimi sono particolarmente indicati per il raffreddamento degli ugelli e, in tal caso, può essere utilizzato proprio il propellente come refrigerante. Tale concetto venne proposto per la prima volta per il velivolo X-30, un aereo scramjet ipersonico che non superò le fasi embrionali dello sviluppo. Occorre aggiungere che alla fine degli anni '60 vennero ideati vari sistemi di protezione termica in cui acqua o altro liquido refrigerante veniva spruzzato verso lo *shock layer*. Essi non vennero sviluppati in quanto i materiali ablativi risultavano essere maggiormente efficienti.

2.4 Principali materiali ablativi

Il principio di funzionamento dei materiali ablativi è tanto semplice quanto efficace: ad elevate temperature il materiale è soggetto a bruciatura, fusione ed infine sublimazione degli strati superiori attraverso la pirolisi. I gas generati dalla pirolisi hanno un duplice effetto: sollevano lo *shock layer*

dalla parete esterna dello scudo termico e bloccano il flusso termico radiativo. Ciò avviene perché, iniettando carbonio si tende lo *shock layer* otticamente opaco. I principali materiali impiegati sono:

- **Carbonio fenolico (*phenolic carbon*):** la conducibilità termica di un materiale è proporzionale alla densità. L'efficacia del carbonio fenolico come materiale ablativo presenta però due problemi principali: innanzitutto l'elevata densità; inoltre, se il flusso termico non è sufficientemente elevato da innescare la pirolisi, l'elevata conducibilità termica del materiale fa sì che esso trasferisca il calore all'interno della struttura, facendo sì che il flusso di calore entri a contatto con il sistema da proteggere (si tratti della struttura e/o dell'equipaggio);
- **SLA 561-V:** brevettato dalla Lockheed Martin, è il materiale principale degli scudi termici delle sonde inviate dalla NASA su Marte. Il processo ablativo si innesca quando il flusso termico raggiunge un valore pari a 75 W/cm^2 e raggiunge la sua massima efficienza a 300 W/cm^2 .
- **PICA (*Phenolic Impregnated Carbon Ablator*):** un materiale sviluppato dal centro di ricerca [NASA Ames](#). È stato utilizzato nella [sonda Stardust](#), la cui capsula per il rientro dei campioni sulla Terra è tuttora l'artefatto costruito dall'uomo che ha raggiunto la maggiore velocità di rientro (circa $12,4 \text{ km/s}$ ad una quota di 135 km). È in grado di sopportare un flusso termico di 1200 W/cm^2 .



Figura 2.5 Capsula di rientro della sonda *Stardust*.

- **SIRCA (*Silicone Impregnated Reuseable Ceramic Ablator*):** altro materiale sviluppato dal centro di ricerca *Ames*. Ha il vantaggio di poter essere fabbricato in una qualsiasi forma ed applicato direttamente sul velivolo, senza ulteriori trattamenti.

3 Analisi ed evoluzione delle geometrie impiegate

È possibile individuare un certo numero di geometrie tipicamente adottate nel design dei veicoli soggetti a rientro:

3.1 Geometrica sferica o a sezione sferica

La forma più semplice è quella della sfera o della sezione sferica. Può essere costituita da una sfera completa o da una sezione sferica che termina a cono. L'[aerodinamica](#) in questo caso è semplice da modellare attraverso la teoria dell'impatto Newtoniana. Quindi il flusso della sezione sferica può essere modellato accuratamente con l'equazione di Fay-Riddell. La stabilità statica è assicurata dalla posizione del centro di massa, mentre quella dinamica è più problematica. Nei tardi anni '50 e all'inizio degli anni '60 i computer ad alta velocità non erano disponibili e la dinamica dei fluidi computazionale era ancora ad uno stadio iniziale. Poiché la sezione sferica poteva essere analizzata in forma chiusa, questo tipo di geometria divenne la predefinita nei progetti. Di conseguenza, le capsule con equipaggio utilizzate in quell'epoca erano basate su sezioni sferiche. I veicoli con geometria perfettamente sferica furono utilizzati dal programma sovietico [Vostok](#). L'esempio più famoso di un veicolo con sezione sferica è invece il [modulo di comando Apollo](#), con uno scudo termico a sezione sferica anteriore che si congiunge ad una parte posteriore conica. Altri esempi di veicoli con geometria a sezione sferica ed equipaggio sono: la [Sojuz/Zond](#) e le capsule [Gemini](#) e [Mercury](#).



Figura 3.1 *Command Module* dell' Apollo 11, conservato allo *Science Museum*, Londra.

3.2 Geometria cono – sferica

La geometria cono – sferica è caratterizzata da una sezione sferica con una geometria tronco – conica o un cono smussato attaccato. La stabilità dinamica di tale geometria è in genere migliore di quella di una sezione sferica. Il veicolo impatta l'atmosfera attraverso la sezione sferica. Con un semi-angolo sufficientemente piccolo e un centro di massa posizionato correttamente, tale geometria può fornire stabilità aerodinamica dall'entrata kepleriana all'impatto sulla superficie. (Il semi-angolo è l'angolo tra l'asse di simmetria rotazionale del cono e la sua superficie esterna, e quindi la metà dell'angolo creato dai bordi della superficie del cono.)

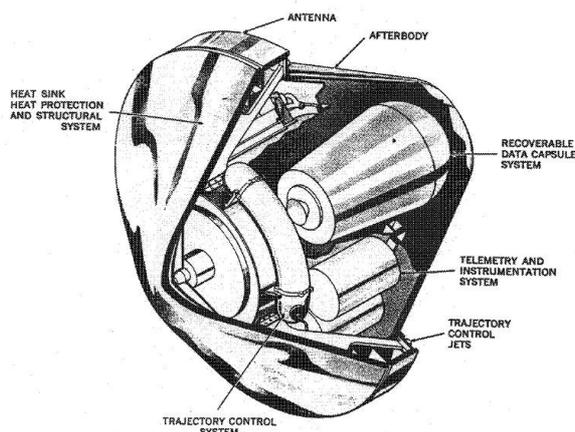


Figura 3.2 Prototipo del Reentry Vehicle (RV) Mk – 2, disegnato utilizzando la teoria del corpo tozzo dalla *General Electric* nel 1955.

3.3 Geometrica biconica

Tale geometria si ottiene dalla geometrica precedente aggiungendo un ulteriore geometrica tronco conica, offrendo una *Lift to Drag Ratio* significativamente migliore. Un biconico progettato per aerocattura su Marte ha tipicamente un valore di L/D di circa 1.0 rispetto al valore 0.368 del Command Module dell'Apollo: ciò rende tale geometrica particolarmente adatta per il trasporto di persone su Marte a causa del minor picco di decelerazione. Il veicolo con questa forma più significativo fu il *Advanced Maneuvrable Reentry Vehicle (AMaRV)*. La McDonnell Douglas costruì quattro esemplari, che rappresentarono un balzo in avanti nella tecnologia di rientro. Tre di essi furono lanciati il 20 dicembre 1979, l'8 ottobre 1980 e il 4 ottobre 1981. Non è stato pubblicato apertamente alcun diagramma o immagine di *AMaRV*, ma solo una bozza schematica.



Figura 3.3 McDonnell Douglas DC-x

3.4 Geometria asimmetriche

La *Shuttle* ed il *Burian* Sovietico utilizzano ali a delta per effettuare manovre durante la discesa, come un normale aliante.

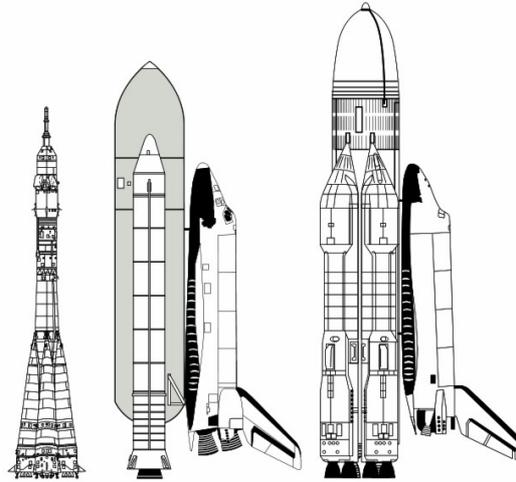


Figura 3.4 Confronto tra *Sojuz*, *Space Shuttle* e *Burian-Energia*.

4 Analisi del campo di moto per un *blunt nosed entry body*

Una prima analisi può essere effettuata considerando un corpo come quello in figura 1.2 (*blunt-nosed entry body*) immerso in un flusso ipersonico ($M_\infty \gg 1$). L'elevata quantità di energia cinetica del flusso ipersonico indisturbato viene convertita in energia interna del gas attraverso un'onda d'urto staccata (*strong bow shock wave*) generando un innalzamento della temperatura nella regione prossima al corpo (*high – temperature shock layer region*). Inoltre, a valle della zona del *nose*, dove i gas hanno espanso e si sono raffreddati attorno al corpo, si può individuare uno strato limite dove il numero di *Mach* M al bordo esterno, ancorché minore di quello a monte, è comunque elevato; ergo, l'intensa dissipazione per attrito all'interno dello strato limite ipersonico genera un innalzamento della temperatura e può rendere lo strato limite reattivo chimicamente. Un ulteriore aspetto del campo di moto può essere evidenziato qualora vi sia ionizzazione nello strato d'urto, liberando un elevato numero di elettroni lungo tutta lo *shock – layer*. Sono proprio tali elettroni liberi ad assorbire radiazioni alle frequenze cui normalmente lavorano i dispositivi di comunicazione radio, generando un *blackout* delle comunicazioni da e verso il veicolo durante la fase di rientro. Per ovviare a questo problema, grazie all'elevato numero di satelliti per le telecomunicazioni in orbita intorno alla Terra, le trasmissioni radio da un veicolo in fase di rientro, vengono dapprima trasmesse ad un satellite attraverso una regione del campo di moto meno ionizzata di quella che caratterizza il *nose*, e quindi inoltrate verso la superficie terrestre. Ergo, i *blackout* delle comunicazioni radio hanno cessato di essere un problema della medesima entità del passato. Cionondimeno, è comunque necessaria un'accurata predizione della densità numerica di elettroni liberi (ossia il numero di elettroni liberi per unità di volume) nella regione di plasma in cui è immerso il veicolo.

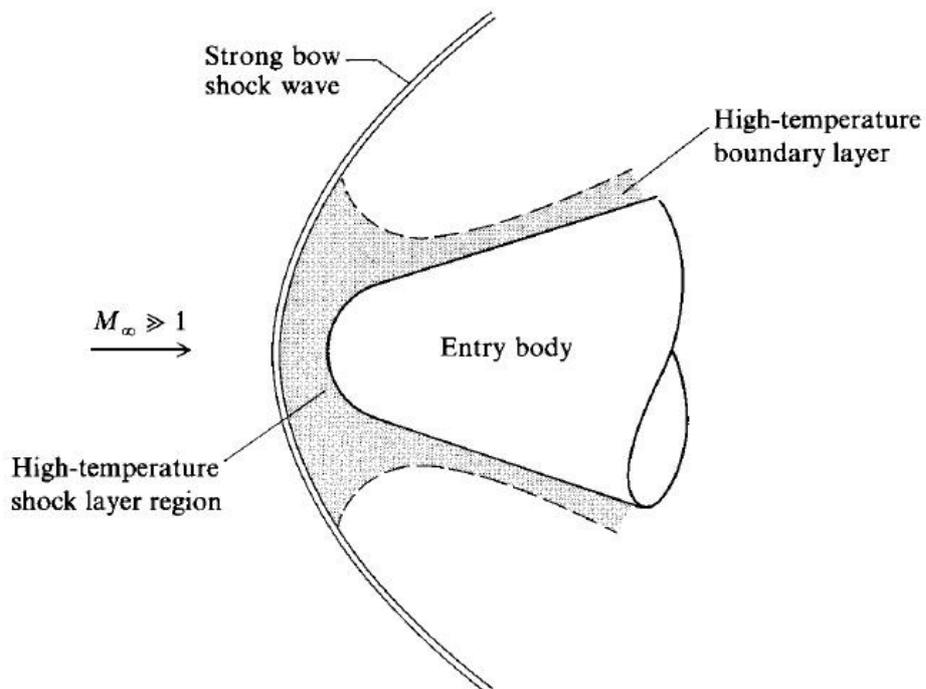


Figura 4.1 Schematizzazione delle regioni ad elevata temperatura nel campo di moto di un *blunt – nosed entry body*.

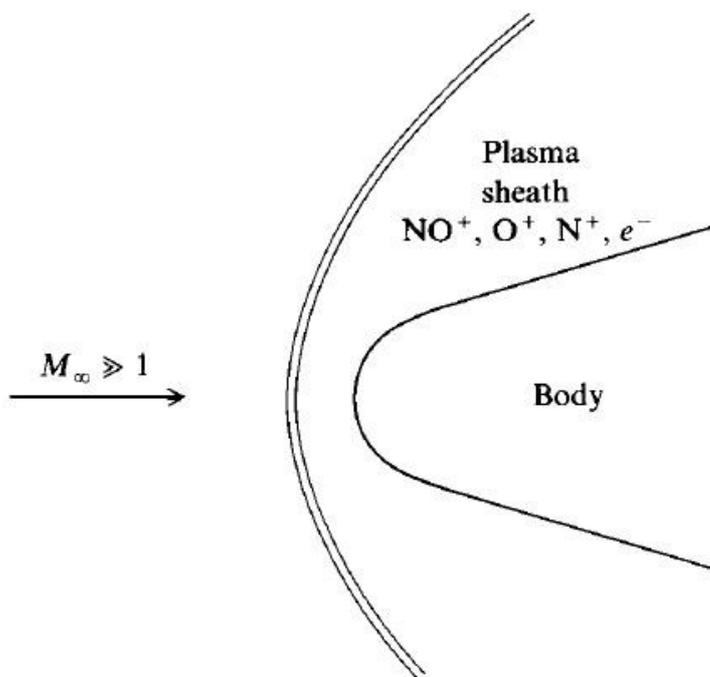


Figura 4.2 Schematizzazione dello strato di plasma attorno ad un *blunt – nosed entry body*.

Altro aspetto da evidenziare è questo: se la temperatura a valle dell'urto risulta essere sufficientemente elevata, si avrà un'emissione ed un assorbimento di radiazioni da parte degli elementi di fluido. Questo genera condizioni di non adiabaticità.

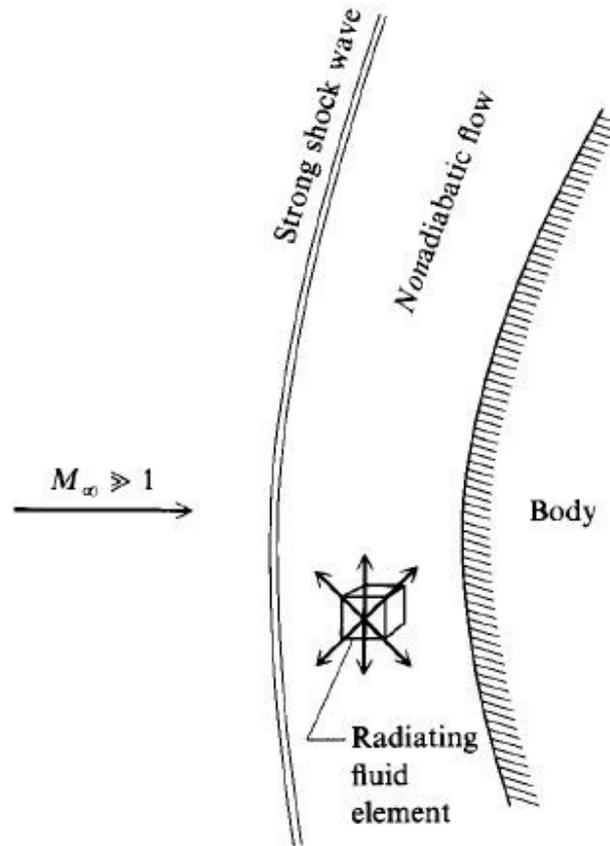


Figura 4.3 Schematizzazione dello strato di plasma attorno ad un *blunt – nosed entry body*.

5 Rientro ed atterraggio della *Space Shuttle*

Il rientro atmosferico della *Space Shuttle*, eccezion fatta per l'abbassamento del *landing gear* e la gestione degli *air data probe*, è una procedura interamente gestita attraverso il controllo di computer sebbene, in caso di emergenza, è possibile il controllo interamente manuale del veicolo. La fase iniziale prevede l'accensione dei motori di manovra orbitale, con il velivolo posto sottosopra, in direzione opposta al movimento orbitale per circa tre minuti, riducendo la propria velocità fino a 322 km/h. A questo punto si ha una rotazione della *Shuttle* e si spinge il muso verso il basso. Il veicolo inizia così ad andare incontro ad un'atmosfera a densità sempre maggiore, entrando nella parte inferiore della termosfera (quindi ad una quota di circa 120 km) ad un numero di *Mach* M pari a circa 25. Attraverso l'azione combinata degli *RCS* (*Reaction Control System*) e delle superficie di controllo, il veicolo rientra in atmosfera con un assetto *nose – up* di circa 40°. In una traiettoria rettilinea, tale assetto provocherebbe una stazionarietà o anche un aumento dell'angolo di discesa. L'aerofrenaggio viene effettuato attraverso l'esecuzione di quattro ripide curve a forma di S, dalla durata ciascuna anche di diversi minuti, con un angolo di *bank* massimo anche di 70°, sempre però mantenendo un angolo d'attacco di 40°. Nella fase finale dell'ultima curva ad S, la *Shuttle* diminuisce il proprio angolo d'attacco, livella le ali e inizia l'avvicinamento verso il sito d'atterraggio. Passando dal regime ipersonico a quello supersonico, fino ad arrivare a condizioni subsoniche, la *Shuttle* vede aumentare la propria *Lift to Drag Ratio* da 1 (regime ipersonico) a 2 (regime supersonico), per poi arrivare a 4.5 nelle ultime fasi dell'atterraggio. Nella parte inferiore dell'atmosfera il veicolo si comporta come un vero e proprio aliante, caratterizzato però da un rateo di discesa di 50 m/s. A numero di *Mach* pari a 3, vengono attivati due *air data probe*, situati nella parte destra e sinistra della zona anteriore (ventre) dell'orbiter. La fase di approccio ed atterraggio inizia a circa 3000 m di quota, a 12 km di distanza in linea retta

dalla pista d'atterraggio. Gli aerofreni vengono attivati, consentendo una riduzione della velocità da 682 km/h a 346 km/h al momento del *touch-down* (il carrello viene abbassato quando il veicolo si trova ad una velocità di 430 km/h). A coadiuvare l'azione degli aerofreni, ci sono due paracadute, dal diametro di 12 m, attivati al momento del *touch-down*, e staccati al raggiungimento di una velocità pari a 110 km/h.



Figura 5.1 Atterraggio dell'*Atlantis* al *Kennedy Space Center* durante la missione STS-122.

Inizialmente gli atterraggi avvenivano alla *Shuttle Landing Facility (Kennedy Space Center)*. Nel caso di condizioni sfavorevoli all'atterraggio, l'alternativa alla posticipazione dell'atterraggio era la scelta di un sito secondario, uno dei quali è la *Edwards Air Force Base*.

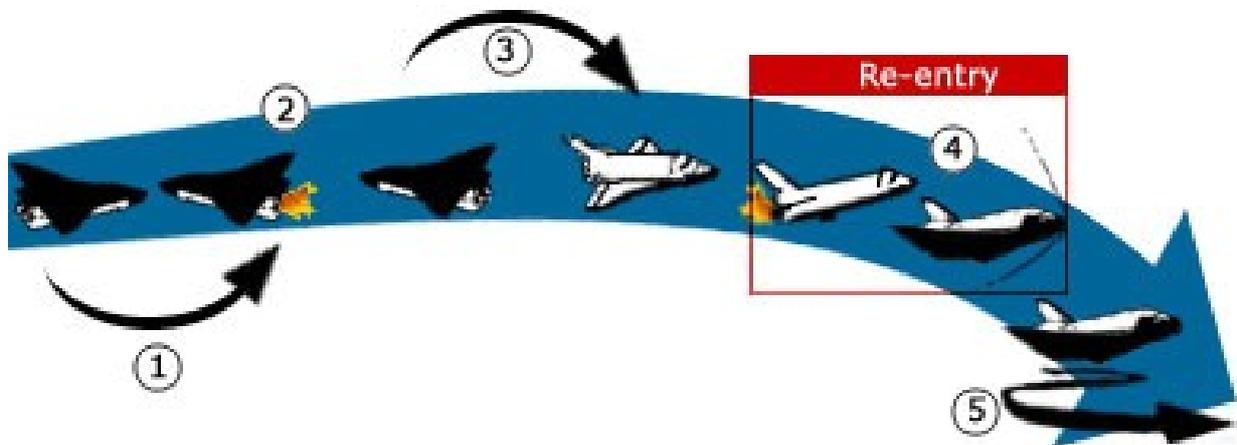


Figura 5.2 Schematizzazione delle fasi di rientro in atmosfera dell'orbiter.



Figura 5.3 Immagine della *Shuttle* in fase di *reentry*.

6 Rientro ed atterraggio della *Soyuz*

6.1 Manovra di *breaking*

Per ciò che concerne le dinamiche di *deorbit* della *Soyuz*, queste risultano essere simili a quella dell'*Apollo command and service module (CSM)*: viene effettuata una rotazione, il modulo si porta in *engine forward* e viene azionato il motore principale sul lato della Terra opposto al sito di rientro previsto, cioè a circa metà orbita dal sito di atterraggio, ossia tra l'Oceano Atlantico ed il Pacifico, al di sotto, in linea d'aria dalla Terra del Fuoco. Il motore principale è in azione in un intervallo di tempo inferiore ai 300s . La navicella viaggia su una traiettoria di trasferimento ellittica Hohmanniana, al punto di interfaccia di ingresso dove la resistenza aerodinamica è sufficientemente elevata da far cadere il velivolo dalla propria orbita. Ciascuna navicella *Soyuz* è strutturata in 3 moduli: *Service Module*, *Orbital Module* e *Descent Module*. Nella fase di discesa, appena la fase di *breaking* termina, i primi due vengono distaccati simultaneamente dal *Descent Module*.



Figura 6.1 Nell'ordine: *Orbital Module*, *Descent Module*, *Instrumentation/Propulsione Module*

La manovra di *breaking* può essere condotta sia in maniera automatizzata che manuale, nel caso in cui vi fossero dei problemi: se, ad esempio, la navicella dovesse perdere il proprio assetto, la manovra verrebbe abortita e successivamente ripetuta. Inoltre, gli *attitude control thrusters* (DPO-Bs) possono essere sempre messi in azione nel caso di piantata del motore principale.

6.2 Separazione dei moduli

Il distacco dei due moduli avviene sopra la penisola Arabica, a circa 140 km di quota, ed essi vanno incontro alla disintegrazione nell'atmosfera. Per assicurare la separazione dei due moduli prima dell'ingresso in atmosfera, c'è un sistema di *backup* quadruplo: i computer di bordo del sistema di controllo di volo, SUDN, forniscono automaticamente il comando per la separazione. Se ciò non funziona, un timer di backup attiva la sequenza numero 11, anch'essa automatica. Se anche questa azione dovesse fallire, sarà allora l'equipaggio a fornire tramite console il comando per la separazione. In ultima istanza, dei sensori termici posti sulla coda della navicella, raggiunta una certa temperatura, innescano la sequenza di separazione, sebbene in tal caso questa avviene ad una quota inferiore al solito.

6.3 Ingresso in atmosfera

In normali condizioni di volo, il *Descent Module* entra in atmosfera terrestre sotto un angolo di 1.35° sull'orizzontale locale, ad una quota di circa 100 km sulla superficie terrestre. Mantenendo un angolo di *pitch* costante, il modulo riesce a generare portanza aerodinamica, rendendo la traiettoria di rientro meno ripida e garantendo all'equipaggio minori sollecitazioni gravitazionali rispetto a quelle cui andrebbero incontro nel caso di un rientro propriamente balistico. L'equipaggio deve però sempre essere pronto ad un eventuale rientro balistico, nel caso di problemi con i sistemi di controllo di volo e di assetto. In ogni caso, la capsula va incontro, all'aumentare della densità dell'atmosfera, ad una decelerazione sempre più marcata. Circa 180 s dopo la separazione dei moduli, si registra l'ablazione dello scudo termico con la genesi di uno strato di plasma intorno al veicolo spaziale, generando un *blackout* delle comunicazioni per circa 640 s , durante le quali si passa da una quota di 90 km a quella di 35 km . Il sistema di controllo di volo innesca una manovra di rollio al fine di modificare la traiettoria di rientro. Dopo circa 60 s si ha l'attivazione dei paracadute

6.4 Attivazione dei paracadute

Circa 15 minuti prima dell'atterraggio, la capsula rallenta da una velocità di 900 km/h ad una quota di $13.5\text{--}12\text{ km}$. Vengono prima attivati due paracadute pilota (0.62 m^2 e 4.5 m^2) i

Il rientro atmosferico

quali attivano il *drogue parachute* (24m^2) rallentando la capsula da 230m/s a 80m/s . Viene poi attivato il paracadute principale, dall'area di 1000m^2 ad una quota di circa $8-7.5\text{km}$. Inizia così una fase di discesa stabilizzata ad una velocità di $7-6\text{m/s}$ fino al raggiungimento della superficie.

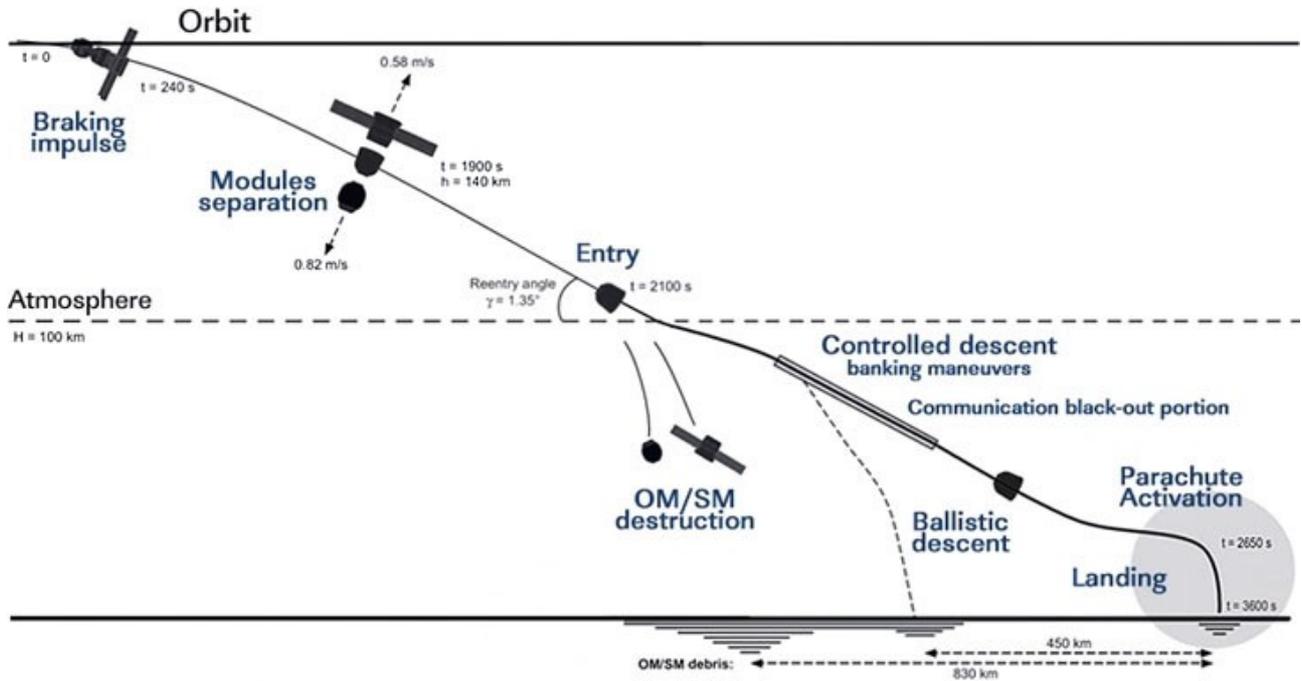


Figura 6.2 Schematizzazione del rientro della Soyuz.



Figura 6.3 Il Descent Module dopo l'atterraggio.

Landing of Soyuz MS-05 spacecraft on Dec. 14, 2017

ISS 53 crew (remains on ISS):

Commander: Aleksandr Misurkin (Roskosmos)
 Flight engineer: Mark Vande Hei (NASA)
 Flight engineer: Joseph Acaba (NASA)



Soyuz MS-05 crew:

Commander: Sergey Ryazansky (Roskosmos)
 Flight engineer: Randy Bresnik (NASA)
 Flight engineer: Paolo Nespoli (ESA)

Parachute landing



11:23:28 - 10,7 KM
 11:38:28 - 0,0 KM



Modules' separation



Communications range with ground stations

Communications range for Dzhuzaly station
 11:16 11:24

Earth's shadow 10:04

Lit side of orbit (daylight)

Equator
 T = 11:04:07
 L = 16°04'
 H = 404,5 KM

Entry interface

Night side of orbit (Earth's shadow)

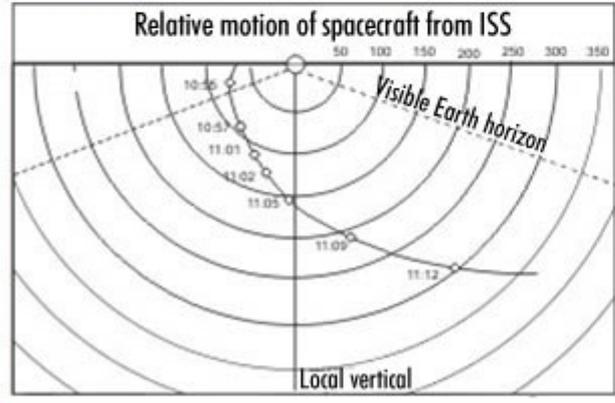
Edge of the atmosphere

Braking maneuver



Begins 10:44:59 H = 422,0 KM
 Ends 10:49:39 H = 413,3 KM

Earth shadow exit 10:34



NOTES:

Moscow decree time
 Undocking at 08:14:30 from MIM1 module on ISS during 14th orbit of the day
 Landing revolution: 976 (Soyuz)
 Sun position - 46.4 degrees to the right from orbital plane
 Graphic by D.V. Shvarev, A.V. Kireev
 English translation: RussianSpaceWeb.com

Figura 6.4 Schematizzazione della fasi di della Soyuz MS-05.

In copertina: cover of “**Ko W. L., Gong L., Quinn R.D.**, 2004, *Hypothetical reentry thermostructural performance of space shuttle orbiter with missing or eroded thermal protection tiles*, Report NASA/TM-2004-212850, Independently published”

Bibliografia

Anderson J. D. Jr., 2019, *Hypersonic and High – Temperature Gas Dynamics*, AIAA Education Series, Amer Inst of Aeronautics, Terza Edizione

Heppenheimer T. A., 2013, *Facing the heat barrier: a history of Hypersonics*, The NASA History Series, Create Space Independent Publishing Platform

Launius R. D., 2013, *Coming Home: reentry and recovery from space*, NASA Aeronautics Book Series, CreateSpace Independent Publishing Platform

Martucci Adolfo, Studio aerotermodinamico di sonde per misure di flussi termici nella galleria al plasma SCIROCCO, Tesi di dottorato

Monti R., Zuppari G., 2012, *Elementi di aerodinamica ipersonica*, Liguori, Seconda Edizione

Ko W. L., Gong L., Quinn R.D., 2004, *Hypothetical reentry thermostructural performance of space shuttle orbiter with missing or eroded thermal protection tiles*, Report NASA/TM-2004-212850, Independently published

Ko W. L., Gong L., Quinn R.D., 2007, *Reentry thermal analysis of a generic crew exploration vehicle structure*, Report NASA/TM-2007-214607, Independently published

Siti visitati

https://it.wikipedia.org/wiki/Rientro_atmosferico

https://it.wikipedia.org/wiki/Scudo_termico

https://it.wikipedia.org/wiki/Space_Shuttle

https://en.wikipedia.org/wiki/Atmospheric_entry

https://en.wikipedia.org/wiki/Space_Shuttle_thermal_protection_system

https://en.wikipedia.org/wiki/Space_Shuttle_orbiter

https://it.m.wikipedia.org/wiki/Frank_Malina

[https://it.wikipedia.org/wiki/Orion_\(veicolo_spaziale\)](https://it.wikipedia.org/wiki/Orion_(veicolo_spaziale))

<http://www.russianspaceweb.com/soyuz-landing.html>

https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_command_and_service_module

https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/soyuz/spacecraft_detail.html