IL RIENTRO ATMOSFERICO

ALLIEVO: Francesco Gervasio

Professore: Carlo de Nicola

IL REGIME IPERSONICO

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).

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: grazie a questa forma, l'onda d'urto e lo strato d'urto sono spinti lontano dalla parete esterna del veicolo.



Figura 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 Groung, 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.



Figura 2 Ex direttore di *JPL* Frank Malina con una WAC razzo Corporal presso il White Sands Missile Range, 1946

INTRODUZIONE AL RIENTRO ATMOSFERICO

Il termine rientro atmosferico si riferisce al processo attraverso il quale certuni 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.

Una prima analisi può essere effettuata considerando un corpo come quello in figura 3 (*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 più 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 3 Schematizzazione delle regioni ad elevata temperatura nel campo di moto di un *blunt – nosed entry body*.



Figura 4 Schematizzazione dello strato di plasma nel campo di moto di un *blunt – nosed entry body*.



Figura 5 Schematizzazione dello strato di plasma nel campo di moto di un *blunt – nosed entry body*.

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 della stessa. 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, ricordando l'espressione di dQ e del numero di Stanton \overline{St} :

$$m\frac{dV}{dt} = -D = -\frac{1}{2}\rho V^2 C_D A$$
$$dQ = \bar{q}Adt$$
$$\bar{S}t = \frac{\bar{q}}{\rho V \left[\frac{V^2}{2} + \overline{c_p}(T_\infty - \overline{T_W})\right]} = \frac{\overline{C_f}}{2}$$

Equazione del moto di un corpo

Quantità di energia nel modo calore che entra nel corpo nell'intervallo di tempo dt

Stanton medio sulla superficie del corpo \overline{St} : il numero di Stanton rappresenta il rapporto fra il flusso termico che si realizza ad un'interfaccia e il flusso convettivo di energia termica

Da cui desumiamo, trascurando il contenuto termico rispetto a quello cinetico, tale espressione di dQ:

$$dQ = A\overline{St}\rho V\left[\frac{V^2}{2} + \overline{c_p}(T_{\infty} - \overline{T_w})\right] \cong \rho \frac{V^3}{2}Adt$$

Per cui, integrando tra la velocità iniziale di rientro V_i e la velocità generica V, si ottiene:

$$\Delta Q \cong \frac{\overline{St}}{C_D} m \frac{V_i^2 - V^2}{2} \qquad \text{Avendo posto } Adt = -\frac{mdV}{\frac{1}{2}\rho V^2 C_D}$$

FRAZIONE PERCENTUALE D'ENERGIA

Si definisce frazione percentuale di energia η_q :

$$\eta_Q = \frac{\Delta Q}{m(\frac{V_i^2 - V^2}{2})} \cong \frac{\overline{St}}{C_D}$$

Ricordando la relazione esistente tra il numero di Stanton \overline{St} ed il coefficiente d'attrito e per una velocità V molto minore della velocità iniziale V_i :

 $V_i \ll V$

 $\overline{St} = \frac{\overline{C_f}}{2}$

FRAZIONE PERCENTUALE D'ENERGIA

Si definisce frazione percentuale di energia η_q :



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:

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

IL CORRIDOIO DI VOLO



Figura 6 Il corridoio di volo

TRAIETTORIE DI RIENTRO



Figura 7 Traiettorie di rientro

THERMAL PROTECTION SYSTEM

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 calore. 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.

- Sistemi passivi: tali sistemi non prevedono né la spesa di potenza né la presenza di parti in movimento.
- Sistemi semi-passivi: essi prevedono la presenza di parti in movimento (solide o fluide) ma non hanno nessun organo che li alimenti e spensa potenza a tal fine.
- Sistemi attivi: I sistemi attivi sono sistemi che prevedono sia parti in movimento che spesa di potenza per alimentarle

THERMAL PROTECTION SYSTEM



Figura 8 Rappresentazione dei principi di funzionamento dei principali TPS

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 tendo lo *shock layer* otticamente opaco. I principali materiali impiegati sono:

- Carbonio fenolico (*phenolic carbon*): 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.
- SLA 561-V: brevettato dalla Lockheed Martin, è il materiale principale degli scudi termici delle sonde inviata 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 efficiente a $300 W/cm^2$.
- PICA (Phenolic Impregnated Carbon Ablator): un materiale sviluppato del 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 km/s ad una quota di 135 km). È in grado di sopportare un flusso termico di 1200 W/cm²

• Geometria sferica o a sezione sferica



Figura 9 *Command Module* dell'Apollo 11, conservato allo *Science Museum*, Londra

• Geometria cono – sferica



Figura 10 Prototipo del Reentry Vehicle (RV) Mk – 2, disegnato utilizzando la teoria del corpo tozzo dalla *General Electric* nel 1955.

• Geometria biconica



• Geometrie asimmetriche



Figura 12 Confronto tra Sojuz, Space Shuttle e Burian-Energia

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.

RIENTRO ED ATTERRAGGIO DELLA SPACE SHUTTLE



Figura 13 Schematizzazione delle fasi di rientro in atmosfera dell'orbiter.

- Manovra di *breaking*
- Separazione dei moduli
- Ingresso in atmosfera
- Attivazione dei paracadute



Figura 14 Nell'ordine: Orbital Module, Descent Module, Instrumentation/Propulsione Module

• 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'Ocean 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 300 s. 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 Soyouz 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. 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.

• 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.

• 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 comunque 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 uno 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

• Apertura dei paracadute

Circa 15 minuti prima dell'atterraggio, la capsula rallenta da fino ad una velocità di 900 km/h ad una quota di 13.5 km - 12 km. Vengono prima attivati due paracadute pilota $(0.62 m^2 e 4.5 m^2)$ i quali attivano il *drogue parachute* $(24 m^2)$ rallentando la capsula da 230 m/s a 80 m/s. Viene poi attivato il paracadute principale, dall'area di 1000 m^2 ad una quota di circa 8 km - 7.5 km. Inizia così una fase di discesa stabilizzata ad una velocità di 7 m/s - 6 m/s fino al raggiungimento della superficie



Figura 15 Schematizzazione del rientro della Soyuz