



**UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI LECCE
FACOLTA' DI INGEGNERIA
CORSO DI INGEGNERIA DEI MATERIALI**

**CORSO DI SCIENZA E TECNOLOGIA DEI
MATERIALI CERAMICI
A.A. 2001/2002**

**SCUDI TERMICI IN COMPOSITI CERAMICI PER
VEICOLI DA RIENTRO**



Prof. Antonio Licciulli

**Studenti: Di Viesto Angelo
Manisi Barbara
Paiano Sergio**

CAPITOLO 1

1.1 Lo spazio: un' ambiente che richiede soluzioni speciali

Molte persone immaginano lo spazio come vuoto, un vasto nulla. In realtà è ricco di materia e attività che lo rendono un ambiente sconosciuto a molti materiali, come hanno potuto sperimentare a loro spese i costruttori di veicoli spaziali. Negli anni ottanta e fino ai primi anni novanta i convenzionali compositi polimerici e più in generale i materiali plastici rinforzati, furono visti come i probabili sostituti dei materiali metallici grazie anche al loro minore peso. Presto però ci si accorse che non portavano a risultati molto migliori dei loro predecessori come si era inizialmente sperato.

Tuttavia, i continui tentativi di utilizzo di questi materiali, hanno portato a dei progressivi miglioramenti ed oggi i compositi trovano applicazione in un' ampia gamma di strutture, dai bordi d' attacco dello Shuttle ai moduli abitativi per le stazioni spaziali. In futuro più che una rivoluzione ci sarà un' evoluzione, con i compositi che prenderanno il loro posto come parte di una gamma di materiali specialistici ottimizzati per far fronte alle particolarissime esigenze dello spazio.

1.2 Un ambiente aggressivo

Lo spazio è oggi noto come un ambiente molto aggressivo. Durante i primi periodi del volo spaziale, strutture o frammenti che ritornavano sulla Terra dopo aver orbitato per lungo tempo, mostravano innanzitutto un significativo degrado dei materiali. Queste prime impressioni vennero poi confermate attraverso esperimenti eseguiti alla fine degli anni ottanta nei quali furono studiati e misurati attentamente gli effetti che le insidie dello spazio avevano sui materiali che avevano orbitato per molti anni attorno alla Terra.

Uno dei fattori di rischio a cui i materiali sono esposti nello spazio è dato dalla loro tendenza quando sono posti sotto vuoto spinto ad emettere gas. Le molecole liberate dalla superficie del materiale durante il degasaggio, possono creare errori di rilevazione negli strumenti particolarmente sensibili dei satelliti, scariche elettriche e, se la nube di gas condensa, possono venire alterate le proprietà ottiche ed elettriche del materiale. Il degasaggio inoltre, insieme alla perdita di umidità, se prolungato, può intaccare il materiale causando ritiri oltre ad alterarne le proprietà. Le tradizionali matrici polimeriche sono particolarmente inclini a queste forme di degradazione.

Un'altra insidia messa in evidenza dai primi voli dello Shuttle è stata quella dell' ossigeno atomico. In molti voli, residui di atomi di ossigeno presenti nelle orbite più basse, hanno danneggiato i materiali polimerici e particolarmente le loro superfici esposte. Studi successivi hanno portato alla conclusione che l' ossigeno atomico (ATOX) è corrosivo perché la sua energia d' impatto è in grado di rompere i legami molecolari e penetrare la superficie. Una volta penetrato, combinandosi con i legami spezzati può formare dei composti più stabili di quelli originariamente presenti. La forma di ossigeno monoatomico trovata negli strati più esterni dell' atmosfera terrestre è particolarmente aggressiva.

Un'ulteriore minaccia è rappresentata dalle collisioni con microparticelle, meglio note come polvere cosmica, che possono provocare abrasioni sulle superfici. È facile immaginare l' effetto prodotto da queste collisioni come un effetto ridotto, ma quando le particelle si muovono a iper velocità ripetute collisioni possono risultare distruttive! Particelle del peso di pochi microgrammi che arrivano a velocità di 20 Km/s possono creare sulla superficie crateri profondi oltre mezzo millimetro e, l' effetto di particelle più grandi, è ancora più dirompente. Una di queste particelle fu probabilmente la causa di una violenta oscillazione che interessò la sonda spaziale Giotto alcuni secondi prima che raggiungesse il punto più vicino alla cometa di Halley.

Le temperature inoltre sono soggette ad enormi oscillazioni quando i veicoli spaziali sono illuminati o meno dalla luce solare. Elevate temperature possono accelerare il processo di degasaggio e degradare i materiali a livello molecolare. Temperature troppo basse possono infragilire i polimeri mentre ripetuti cicli tra temperature estreme possono provocare fatica termica

e fratture. Il degrado dei materiali plastici ad opera delle radiazioni ultraviolette è un fenomeno ben noto e le radiazioni cosmiche possiedono energia sufficiente a causare questo tipo di danno. Altre insidie sono l' infragilimento da idrogeno e la fatica acustica, senza considerare che prima che lo Shuttle lasci la Terra è soggetto a tutti i classici problemi terrestri di ossidazione, corrosione, creep, ecc.

1.3 Fase di decollo

Lo Shuttle entra nell' orbita prestabilita in 46 minuti ad una velocità di circa 28000 km/h grazie alla potenza sprigionata da cinque motori:

- 2 razzi, detti *booster*, a combustibile solido (miscela di perclorato di ammonio, polvere di allumina e gomma) che vengono distaccati dopo il loro esaurimento; essi sprigionano una potenza di $44 \cdot 10^6$ cavalli vapore, pari a quella di 140 jumbo jet;
- gli altri 3 principali sono a combustibile liquido, miscela di H_2 e O_2 superraffreddati ($-250^\circ C$ e $-147^\circ C$ rispettivamente); questi ultimi funzionano per circa 8 minuti e 30 secondi bruciando 2 milioni di litri della miscela liquida ad una temperatura superiore ai $3315^\circ C$ generando la spinta necessaria al decollo dello Shuttle.



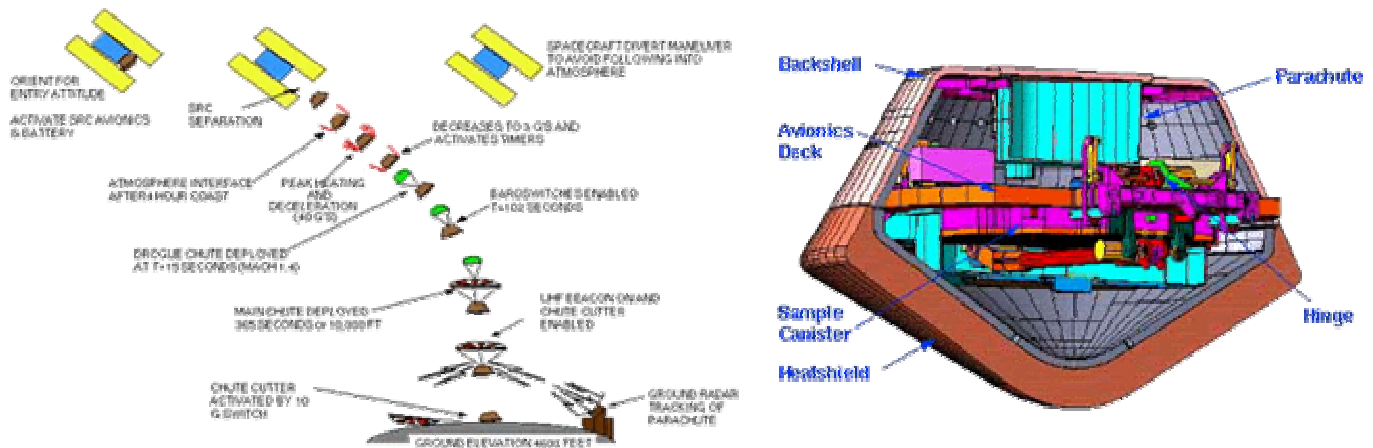
1.4 Fase di rientro

La fase di rientro nell' atmosfera a conclusione di un volo orbitale o interplanetario risulta particolarmente gravosa sia per l' equipaggio che è soggetto a decelerazioni più o meno brusche a seconda della traiettoria di rientro seguita, sia per i veicoli sottoposti ad un rilevante flusso termico a causa della resistenza provocata dall' attraversamento degli strati atmosferici. In questa fase

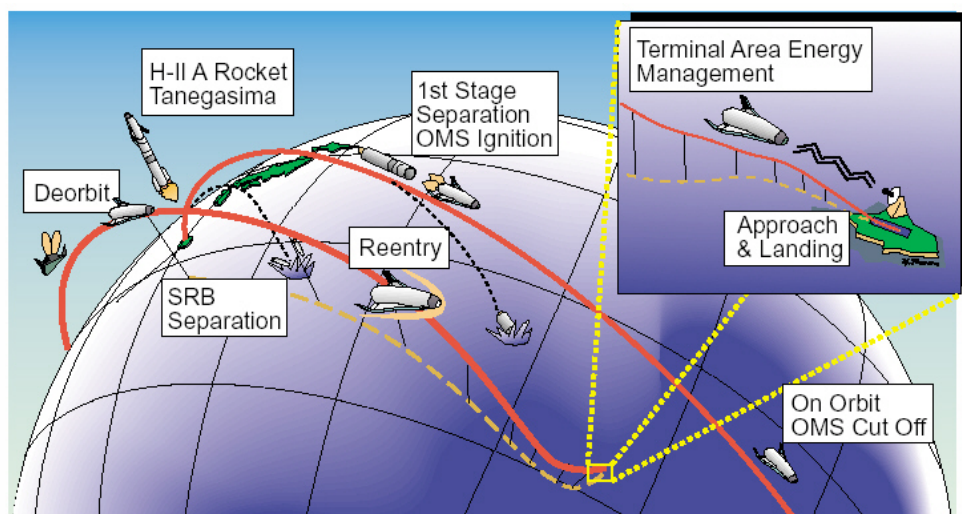
l'orbitante ha una velocità che supera Mach 5 rallentata poi dall'attrito con l'atmosfera che produce una temperatura esterna di oltre 3000°F (1650°C).

Sono previste 2 modalità di rientro:

- rientro di tipo balistico: il rapido attraversamento degli strati atmosferici, cui è associata una altrettanto brusca dissipazione di energia cinetica in calore, genera rilevanti flussi termici sulle superfici esposte, per le quali il sistema di protezione consiste nell'applicazione di schermi ablativi i quali sono in grado di proteggere le capsule solo per un breve periodo;



- rientro di tipo portante: la traiettoria adottata risulta lunga e permette un atterraggio di tipo convenzionale; grazie al maggior tempo di permanenza nell'atmosfera la variazione di energia cinetica si distribuisce in un periodo di tempo maggiore, diminuendo così il flusso di calore cui la struttura è sottoposta. Le protezioni termiche adottabili in questo caso sono costituite da schermi isolanti operanti in condizioni non ablativi, con lo scopo di proteggere la parte interna del velivolo e reirradiare verso l'esterno una consistente frazione del calore assorbito.



La scelta della modalità di rientro portante ha aperto la strada alla prima generazione di *Reusable Launch Vehicles (RLV's)*, di Space Shuttle. Per questi tipi di velivoli, il TPS (*Thermal Protection System*) deve mantenere l'interno del veicolo isolato dal freddo siderale limitando allo stesso tempo

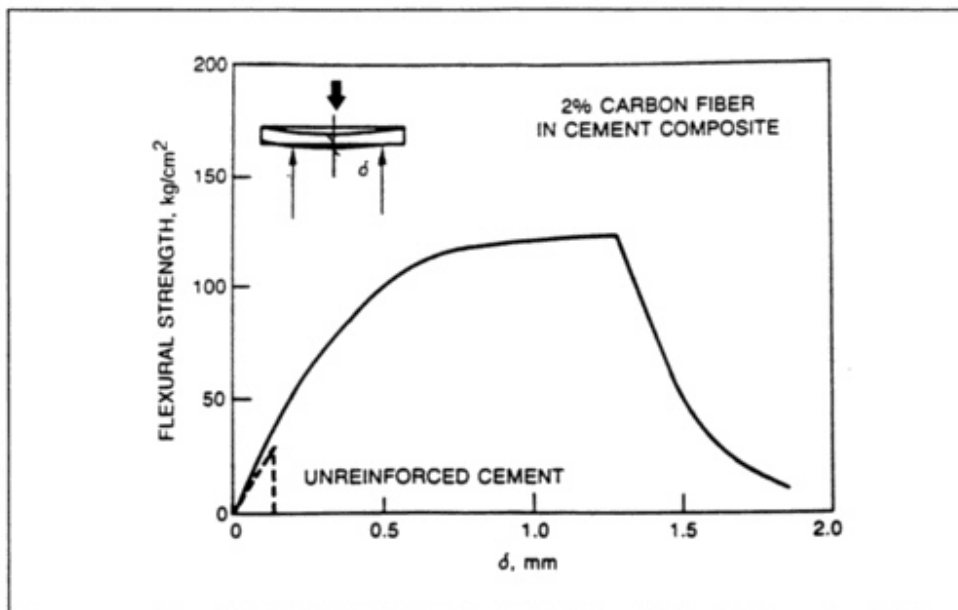
surriscaldamenti dovuti alla radiazione solare; il TPS deve inoltre resistere alle vibrazioni ed alle sollecitazioni acustiche caratteristiche della fase di lancio e deve poter resistere ai carichi aerodinamici.

Il prevalente impiego dei materiali ceramici ha costretto al raggiungimento di un compromesso fra la buona resistenza alle elevate temperature e le modeste proprietà resistenziali che sono spesso causa di danneggiamenti del TPS. In considerazione di ciò si giustifica la necessità, avvenuto il rientro a terra, di una lunga fase di ispezione e sostituzione dei componenti del sistema di protezione che occupa gran parte del tempo dedicato alla manutenzione complessiva del velivolo.

CAPITOLO 2

2.1 Vantaggi dei compositi

Attualmente i compositi sono ampiamente apprezzati in ambito aerospaziale per i loro ben noti vantaggi. Il primo componente di resina epossidica rinforzata con fibra di vetro apparve intorno al 1965 portando una riduzione di peso del 15-25% rispetto allo stesso componente metallico ed un miglioramento della resistenza a fatica. I compositi offrono resistenza alla corrosione e modalità di cedimento gradualmente. È inoltre possibile ottenere alta resistenza specifica e alto modulo attraverso un'opportuna scelta di fibre come carbonio, boro, vetro, fibre aramidiche o altro e attraverso una loro opportuna orientazione.

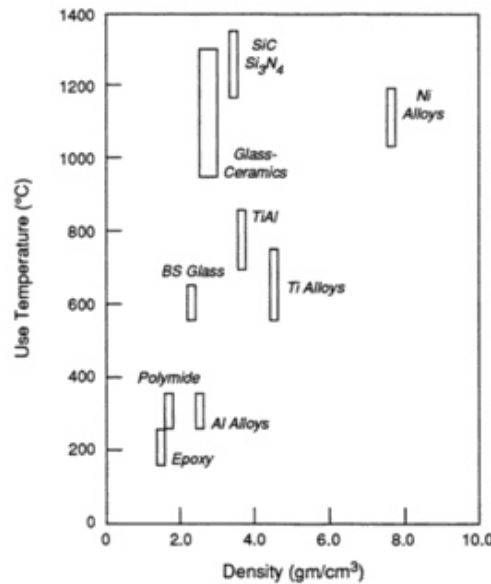


La scelta della fibra ha un' enorme importanza sulle proprietà globali del composito. La fibra di carbonio per esempio è molto rigida ma anche molto fragile. Le fibre aramidiche hanno una buona resilienza ed una eccezionale resistenza a trazione, ma sono assolutamente da evitare dove è richiesta alta resistenza a compressione. Le fibre di vetro sono invece buone sotto ogni aspetto ed economiche ma per il loro eccessivo peso vengono spesso sostituite dalle prime due in molte applicazioni spaziali.

Il basso o addirittura nullo coefficiente di espansione termica dei compositi li rende particolarmente indicati in applicazioni dove sia richiesta elevata stabilità dimensionale, come per

esempio nelle antenne spaziali, dove è molto importante avere una superficie geometrica stabile in un ampio intervallo di temperatura.

Molte applicazioni aerospaziali richiedono performance termiche maggiori di quelle che i compositi convenzionali sono in grado di fornire. I futuri veicoli spaziali genereranno sulla loro superficie temperature intorno ai 250°C e nei propulsori temperature che potranno arrivare fino a 3000°C.



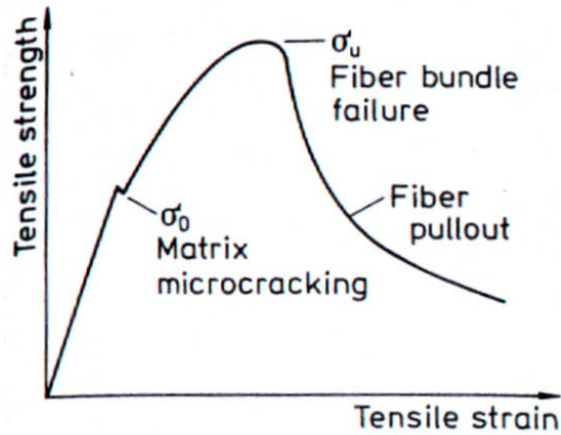
L'aggiunta di fibre e *whiskers* ad una matrice ceramica da luogo a materiali compositi strutturali che conservano i principali vantaggi dei ceramici (resistenza ad alta temperatura, stabilità chimica, bassa densità), permettendo di superare l'inconveniente del comportamento fragile.

2.2 Compositi a matrice ceramica (CMC)

2.2.1 Proprietà

Di fondamentale importanza è il rapporto E_f/E_m (modulo elastico relativo di fibra e matrice), che determina il grado di microcracking della matrice; quando il composito viene caricato, essendo la deformazione a rottura della matrice minore rispetto a quella delle fibre, esso comincerà a microcriccarsi in corrispondenza di uno stress σ_0 , dato da:

$$\sigma_0 = \sigma_f V_f + \sigma_{mu} (1 - V_f) \quad \longrightarrow \quad \sigma_0 = \sigma_{mu} \left[1 + V_f \left(\frac{E_f}{E_m} - 1 \right) \right]$$

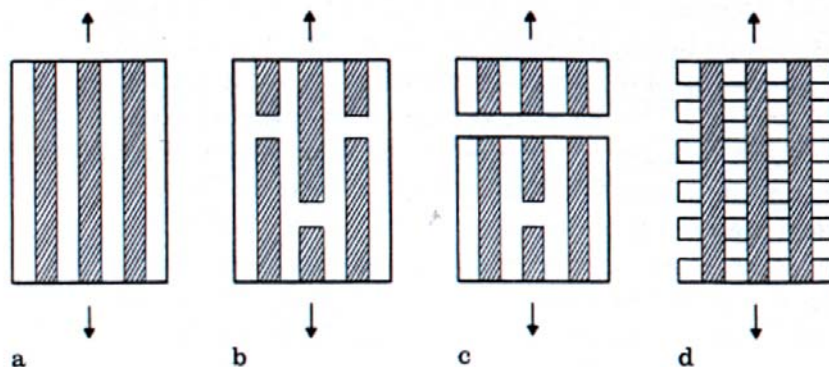


	E_m (GPa)	σ_{mu} (MPa)	σ_0 (MPa)
Borosilicate glass	60	100	400
Magnesia	250	120	151

Dalla Tab. possiamo notare che nei compositi con matrice ad alto modulo il crack sopraggiunge a stress molto più bassi rispetto al caso delle matrici a basso modulo. Comunque un CMC la cui matrice è microcriccata riesce a mantenere ancora una resistenza soddisfacente; lo svantaggio comunque è che la matrice microcriccata non preserva più le fibre e l'interfaccia fibra matrice dagli attacchi chimici.

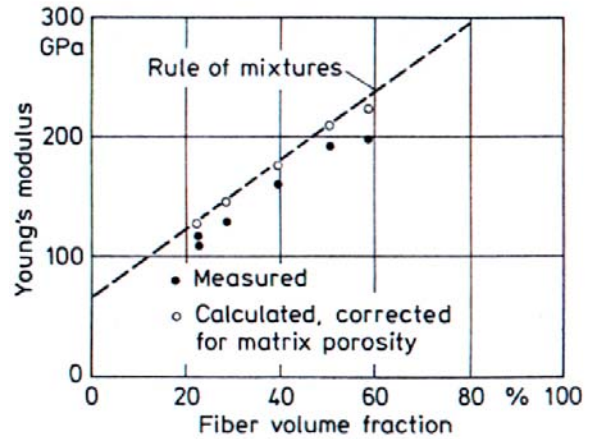
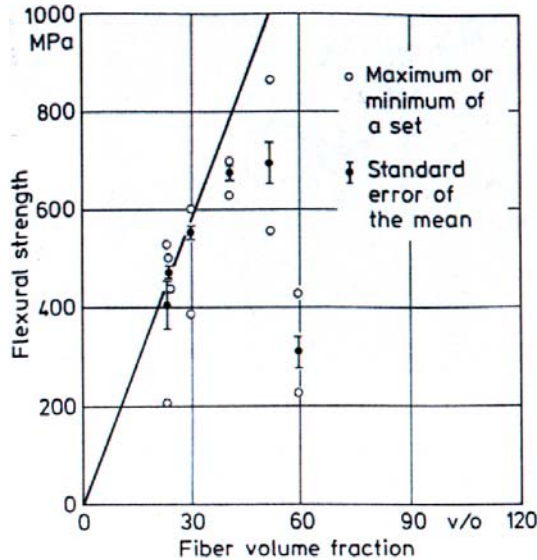
Un altro importante aspetto è il tipo di rottura a cui vanno incontro i CMC:

- nel caso in cui il legame all' interfaccia è molto forte, fibra e matrice si rompono contemporaneamente in corrispondenza della deformazione a rottura della matrice;
- se il legame è debole la matrice si romperà per prima e le fibre costituiranno dei ponti fra i blocchi di matrice; dal punto di vista della tenacità questo secondo caso è preferibile.



Le principali variabili che controllano le performance dei CMC sono: lunghezza delle fibre (rapporto lunghezza/diametro), orientazione delle fibre, resistenza e moduli relativi di fibra e matrice, differenza di espansione termica, porosità della matrice e difetti delle fibre. Nei materiali a matrice ceramica, la presenza di fibre di carbonio corte e distribuite random si ha un indebolimento della struttura: ciò è dovuto alla concentrazione di stress in corrispondenza delle estremità delle

fibre e dalla differenza di espansione termica. La presenza di fibre continue e allineate produce un effetto rafforzante sulla struttura del composito: la concentrazione di stress sulle estremità delle fibre è minimizzata ed è possibile ottenere un' alta frazione in volume di fibre che comporta miglioramenti di resistenza a flessione e del modulo di Young del composito.



La prima figura mostra un incremento lineare della resistenza fino a una frazione in volume di fibre di circa il 55%; oltre tale percentuale si ha un aumento della porosità nella matrice; anche il modulo di Young aumenta linearmente con V_f (vedi seconda figura), ma ad un eccessivo aumento di V_f l'andamento non è più lineare essendo influenzato dalla porosità della matrice e da un possibile disallineamento delle fibre.

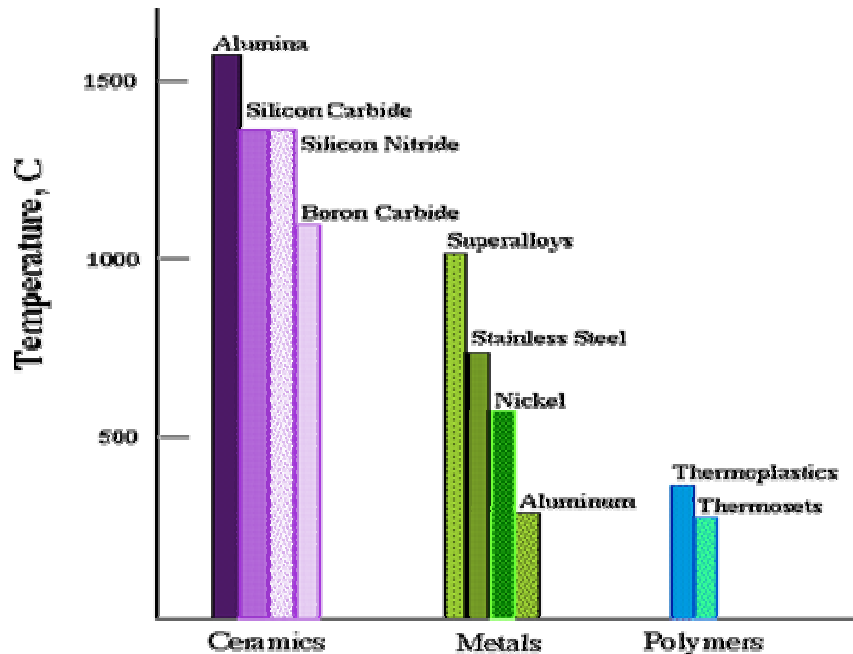
Affinché l'interfaccia fibra/matrice sia ottimale occorre avere compatibilità chimica e di espansione termica tra i due componenti. La differenza di espansione termica può diventare un serio problema in presenza di fibre corte, in quanto non si verificherebbe il pullout che assicura una resistenza residua al composito nonostante la rottura della matrice.

Material	Thermal expansion coefficient, $\alpha(10^{-6} K^{-1})$				
	0	5	10	15	20
Al	24				
Sn	23.2				
Mn	22.9				
NiAl, Cu	16				
MgO	13.9				
Ni	13.6				
Fe	12.3				
ZrO ₂	10				
Soda glass	9				
Al ₂ O ₃	8.8				
Ti	8				
TiB ₂ , Spinel	7.5				
Fused silica glass	6.5				
Mo, W	5.8				
Mullite (3SiO ₂ ·2Al ₂ O ₃)	5.3				
SiC	4.7				
B ₄ C	4.5				
Borasilicate glass	3.5				
Si ₃ N ₄	2.2				
Lithium aluminosilicate (LAS)	1.6				
C(parallel)	0				

Per quanto riguarda la compatibilità chimica, il legame tra fibra e matrice è semplicemente meccanico; ad alte temperature possono però verificarsi reazioni chimiche o cambiamenti di fase tra

i componenti (es.: nel composito magnesia rinforzata con fibre di zirconia si verifica una reazione chimica tra i componenti a 1600°C; solo al di sotto di questa temperatura è assicurato il pullout, infatti, in seguito a trattamenti termici a 1700°C, le fibre di zirconia vengono completamente distrutte e diffondono ai bordi di grano nella magnesia).

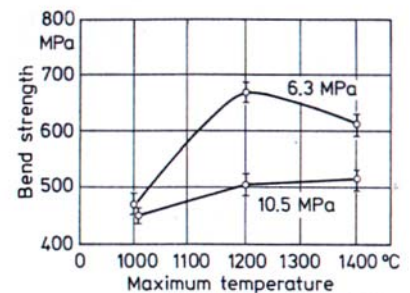
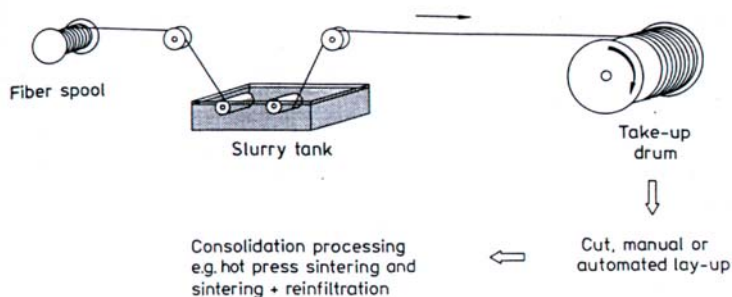
Nelle applicazioni che tratteremo, la proprietà principale dei compositi ceramici è la resistenza alle alte temperature, caratteristica dovuta alla maggiore refrattarietà che presentano i materiali ceramici in genere rispetto ad altri materiali in precedenza utilizzati in campo aerospaziale.



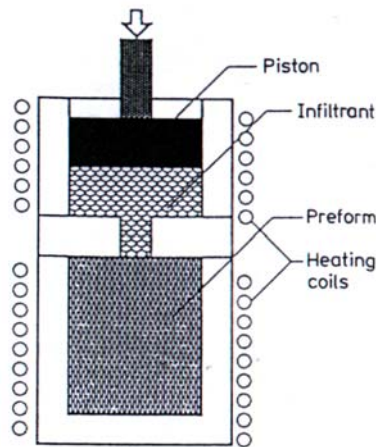
2.2.2 Processi di produzione

Le principali tecniche di produzione sono:

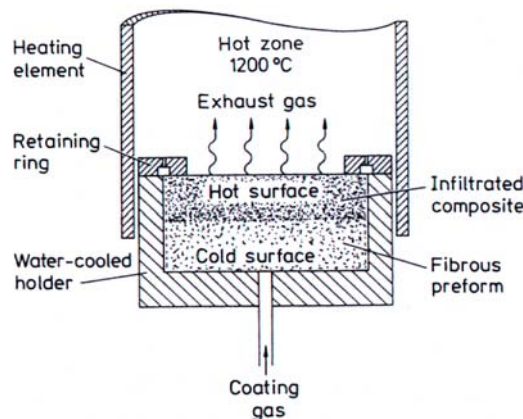
- hot pressing:** con questa tecnica si riesce ad ottenere un CMC di alta qualità, con bassa differenza di espansione termica fra i componenti; i parametri critici che controllano la porosità della matrice, i difetti delle fibre e la resistenza all' interfaccia sono la pressione, la temperatura e la distribuzione di dimensione della polvere; viene utilizzato un processo a due stadi: incorporazione della fase di rinforzo in una matrice ancora fluida seguita dal consolidamento della matrice; questa tecnica è detta processo di infiltrazione dello *slurry*: la fibra viene fatta passare nello *slurry* (polvere di matrice, solvente, legante organico) e in seguito arrotolata su un mandrino e asciugata; segue un taglio, il distacco della fibra e il consolidamento della matrice. Le fibre dovrebbero subire il minor danno possibile e la matrice avere la più bassa porosità possibile. un limite di questo processo è che si possono ottenere solo geometrie di rinforzo mono- o bi-dimensionali, quindi si hanno regioni molto ricche in matrice; inoltre l'elevata temperatura può innescare la sinterizzazione delle fibre che perdono la loro individualità;



- *melt infiltration process*: vengono utilizzate elevate temperature, riuscendo ad ottenere una matrice ad alta densità; inoltre è possibile utilizzare qualsiasi geometria per il rinforzo;



- *CVI (chemical vapour infiltration)*: i vapori di SiC si depositano come fase solida sopra e tra le fibre, formando la matrice: la preforma di fibre è posta in un contenitore di grafite e mantenuta a bassa temperatura; solo la parte alta della preforma è esposta alla zona calda creando così un gradiente di temperatura: la miscela di gas passa attraverso la preforma senza reagire a causa della bassa temperatura; solo quando questi gas raggiungono la zona calda si decompongono e si depositano sulle fibre formando la matrice;



- *CVD (chemical vapour deposition)*: processo molto simile al CVI; i gas reattivi vengono fatti passare in un forno ad alta temperatura in maniera controllata dove pirolizzano e si depositano sulla preforma di fibre; l'infiltrazione avviene a bassa pressione o sotto vuoto.

CAPITOLO 3

3.1 Sistema di protezione termica

I primi veicoli spaziali con equipaggio umano, come Mercury, Gemini e Apollo, non erano manovrabili ed il rientro era con traiettoria di tipo balistico: la capsula atterrava negli oceani

rallentando la corsa con l'apertura di un paracadute, mentre l'astronauta si lanciava col seggiolino eiettabile. La capsula spaziale era protetta dalla fase di rientro da uno scudo termico costruito da resine fenoliche epossidiche in una matrice di lega di nichel avente una struttura a "pettine di miele".

Lo scudo termico era capace di resistere a velocità di riscaldamento molto alte, particolarmente necessaria durante la missione Apollo sulla Luna dove, al rientro nell'atmosfera si raggiungevano velocità di 25000mph. In questa fase, lo scudo termico doveva funzionare come materiale ablativo, cioè lo strato più esterno doveva "sacrificarsi" proteggendo il *layer* sottostante attraverso una fusione controllata degli strati più esterni.

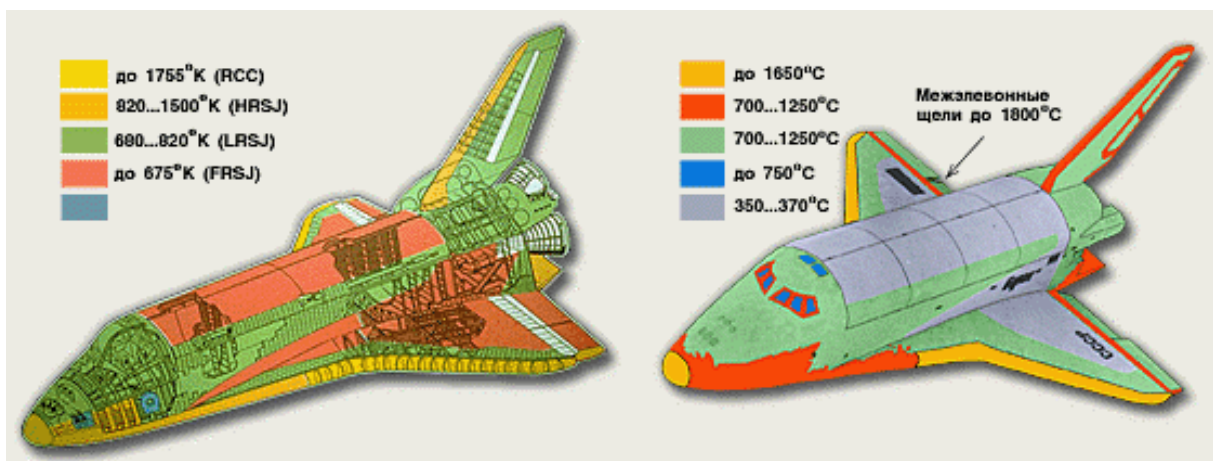
Nonostante i vantaggi di questa tipologia di scudi termici, il confronto con gli svantaggi era devastante:

1. legati direttamente al veicolo (una eventuale deformazione degli scudi si ripercuoteva su tutto il veicolo);
2. presentavano un' alta densità (aumento ingiustificato del peso del veicolo);
3. non erano riutilizzabili.

Per gli Space Shuttle orbitanti, si doveva sviluppare un nuovo tipo di sistema di protezione termica. Per avere una durata di 100 missioni, il nuovo veicolo spaziale richiedeva TPS leggeri e riusabili, composti interamente da nuovi materiali: i compositi ceramici, appunto.

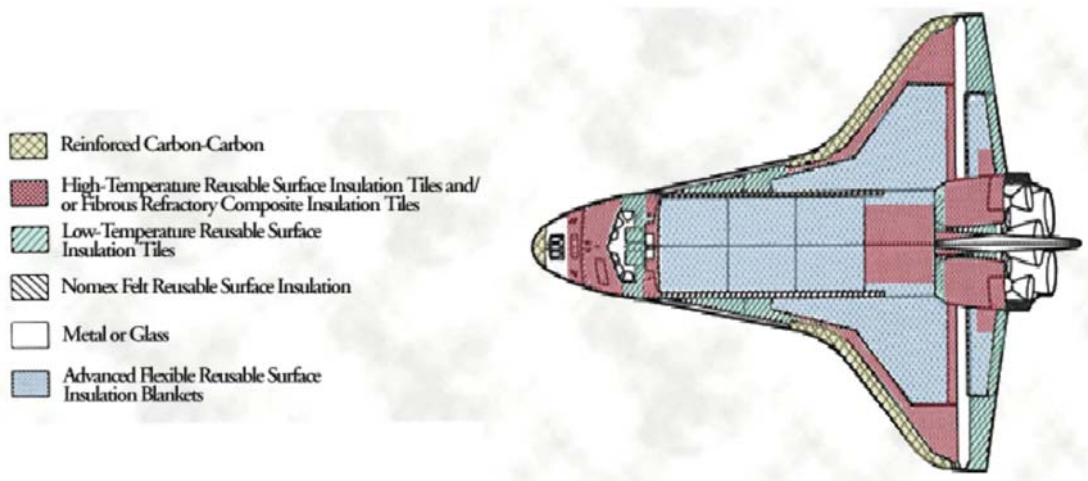
La struttura più esterna dell'orbitante è costruita principalmente da leghe di alluminio e grafite epossidica. Durante il rientro, i materiali che compongono tutto il TPS proteggono il guscio più esterno dell'orbitante da temperature sopra i 180° C ca., in aggiunta essi sono riusabili per 100 missioni una volta revisionati ed effettuate le opportune manutenzioni. Questi materiali hanno un range di performance di resistenza alle alte temperature che va da un minimo di 121°C, nelle zone più fredde dell' orbita, sino a 1650°C durante il rientro, inoltre riescono a sostenere le deflessioni dovute alle forze cui è soggetta la struttura dovute all'ambiente esterno.

Poiché il TPS è installato sulla parte esterna del veicolo, esso ne determina l' aerodinamica. La temperatura esterna del veicolo è controllata da un isolamento interno. Esistono due tipologie di elementi di cui è costituito il TPS, e sono i *blankets* ("mantello") ed i *tiles* ("piastrella"). Entrambi sono tipicamente a bassa densità, bassa conducibilità termica e fatti di fibre di silica o allumina ad altissima purezza, o da una combinazione dei due. I *blankets* non hanno bisogno di isolanti per lo strain poiché hanno coefficienti di espansione termica molto simile a quello dei materiali che sono utilizzati per la struttura, per questo sono legati direttamente alla struttura con tempi e costi d'installazione minori rispetto a quelli richiesti per i *tiles*, un *blanket* tipico è AFRSI. I *tiles* differiscono dai *blankets* essenzialmente per il processo di rivestimento. Nei *tiles*, infatti, il coating irrigidisce la struttura, rendendola più resistente ai carichi. Inoltre, i *tiles* hanno bisogno di uno strato che li isoli dallo strain della struttura (SIP). *Tiles* tipici sono: LRSI, HRSI, FRCI.



I materiali che soddisfano le caratteristiche richieste per i TPS sono stabili alle alte temperature e relativamente leggeri e sono:

1. RCC: è utilizzato sulla parte dell' attacco dell'ala, sul naso e sull'area immediatamente vicina al *nose* nella superficie più bassa (*chine panel*) e sulla parte intorno all'attacco anteriore del serbatoio esterno all'orbitante (*external tank: ET*). I RCC proteggono le aree dove la temperatura supera i 1260°C.
2. HRSI *tiles: High-temperature Reusable Surface Insulation tiles*, ossia piastrelle per superfici isolanti alle alte temperature riusabili. Sono installati sottoforma di piastrelle (*tiles*) da rivestimento con una superficie di colore nero, ottenuta per *coating*, necessaria per ottenere una certa emittanza. Sono utilizzati nelle aree superiori della parte anteriore della fusoliera, e intorno alle finestre della fusoliera; su tutta la parte inferiore del veicolo, dove l'RCC non è utilizzato; porzioni dei sistemi di manovrazione e controllo del veicolo (OMS/RCS); bordi e struttura interna delle ali e dello stabilizzatore; adiacente all'RCC sulla parte più alta della superficie dell'ala; la base dello scudo termico; l'interfaccia con il bordo d' attacco dell' ala in RCC e la superficie superiore del *body flap*. Le piastrelle in HRSI proteggono le aree dove le temperature sono attorno ai 1260°C.
3. FRCI: *Fibrous Refractory Composite Insulation*, ossia composti di fibre refrattarie isolanti. Sono state sviluppate in seguito nell'ambito del programma di protezioni termiche; i *tiles* di FRCI sostituiscono alcune delle HRSI *tiles* in aree selezionate dell'orbitante.
4. LRSI: *Low-temperature Reusable Surface insulation tiles*, ossia piastrelle per superfici isolanti alle basse temperature. Sono utilizzate in selezionate aree della fusoliera anteriore, centrale e posteriore e nella zona verticale della coda, nella parte superiore dell'ala e OMS/RCS. Questi *tiles* proteggono aree con temperature intorno ai 650°C hanno un *coating* superficiale di colore bianco che provvede a migliorare le caratteristiche termiche in orbita.
5. AFRSI: *Advanced Flexible Reusable Surface Insulation*, ossia isolante flessibile riutilizzabile avanzato. Questo materiale consiste in un composito con imbottitura isolante posto tra due strati di tessuto bianco che sono cuciti insieme a formare i cosiddetti *blankets* imbottiti. Le coperture di AFRSI sono state utilizzate per sostituire la maggior parte dei LRSI *tiles*; esse sono facilmente producibili e conferiscono allo shuttle una vita più lunga, riducendo i costi ed i tempi di fabbricazione ed installazione. Le coperture di AFRSI , inoltre, hanno portato una ulteriore diminuzione del peso rispetto all'utilizzo degli LRSI *tiles*, esse proteggono aree con temperature intorno ai 650°C.
6. FRSI: *Felt Reusable Surface Insulation*, ossia feltro isolante per coperture superficiali riutilizzabile. Sono *blankets* di colore bianco usati nella parte superiore dei portelloni, in porzioni dei lati della fusoliera centrale e posteriore, in porzioni della parte superiore della superficie delle ali e del OMS/RCS. Le FRSI *blankets* proteggono aree dove le temperature sono sopra i 370°C.
7. Altri materiali sono utilizzati in altre aree speciali; questi materiali sono: i vetri termici per le finestre; i metalli per la parte anteriore dell'RCS; un tessuto di silica con una combinazione di pigmenti bianchi e neri per le barriere termiche; etc.



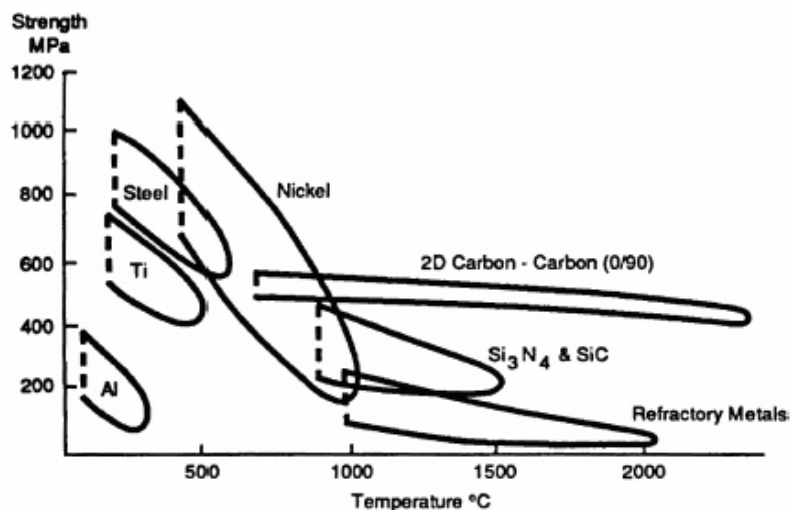
3.2 RCC (Reinforced carbon-carbon)

Attualmente il carbonio è probabilmente il più importante elemento chimico conosciuto dalla scienza, essendo presente in un'ampia gamma di materiali essenziali per la nostra società, come petrolio, diamanti e, recentemente, fibre di carbonio e CMC. Lo sviluppo degli RCC si è avuto in seguito all'utilizzo dei primi compositi a matrice polimerica ed ha trovato grande impiego nelle applicazioni ad alte temperature. L'importanza degli RCC è dovuta ad alcune caratteristiche molto interessanti: resistenza agli shock termici e resistenza all'ablazione; alta rigidità specifica e resistenza in ambienti non ossidativi fino ad oltre 2000°C; inerzia chimica in molti ambienti aggressivi. I costi per la loro realizzazione sono molto elevati a causa della lunga permanenza ad alta temperatura durante il trattamento termico e a causa dell'elevato costo delle fibre di carbonio.

3.2.1 Proprietà meccaniche

Le proprietà meccaniche degli RCC dipendono da una serie di fattori: il disegno della preforma, il tipo di fibre di carbonio (es.: alta resistenza, modulo intermedio o alto modulo), la matrice e il processo adottato per la realizzazione. L'alta resistenza e rigidità delle fibre combinata con la bassa densità della matrice e delle fibre stesse ($<2\text{g/cm}^3$) conferisce agli RCC proprietà meccaniche paragonabili a quelle di metalli ad alte performance e leghe di titanio. Questi compositi sono inoltre stabili fino ad oltre 2000°C in atmosfera non ossidante.

In figura sono confrontate le performance degli RCC con quelle di altri materiali di uso ingegneristico.

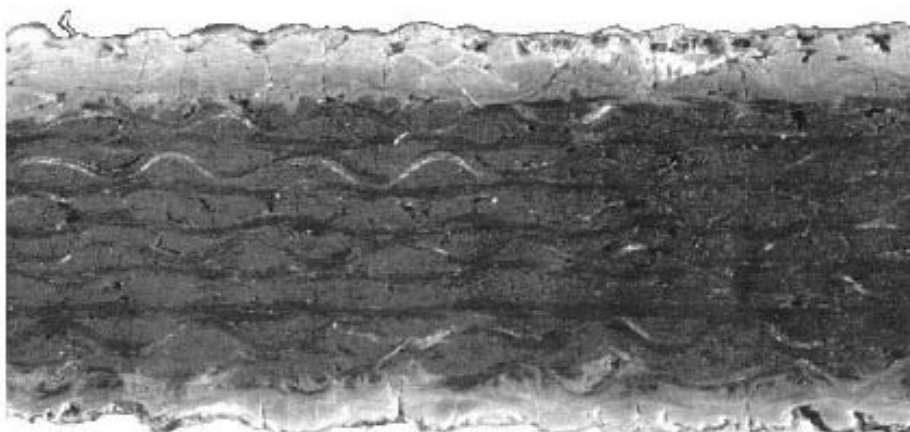


Le ottime proprietà meccaniche sono dovute anche alla presenza della matrice di carbonio che, sebbene presenti modeste proprietà, svolge una funzione di supporto alle alte performance delle fibre. Inoltre è proprio l'ottima resistenza della matrice alle alte temperature che permette di sfruttare a pieno i vantaggi offerti dalle fibre anche a temperature alle quali molte matrici metalliche sono soggette a fusione o matrici polimeriche possono degradarsi.

Il basso modulo elastico della matrice di carbonio dà inoltre un bassissimo contributo al coefficiente di espansione termica del composito che può essere nullo o addirittura negativo; questo è possibile modificando opportunamente il rapporto aspetto della fibra (lunghezza/diametro) e sfruttando il fatto che le fibre presentano due coefficienti di espansione termica principali: quello parallelo alla direzione della fibra (assiale) e quello perpendicolare alla direzione della fibra (trasversale); il primo è positivo e varia tra $5 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ e $10 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$, il secondo è negativo e varia tra $-1.3 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ e $-0.6 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$.

La fondamentale caratteristica di questa classe di materiali è la significativa dipendenza delle proprietà dall'orientazione delle fibre. La scarsa resistenza al taglio nei piani e fra i piani è dovuta alla scarsa resistenza della matrice che è anche causa dell'insorgere di porosità e crack durante i trattamenti di carbonizzazione e grafitizzazione. L'incremento delle modeste proprietà di taglio può essere ottenuto orientando le fibre lungo lo spessore e ad angoli di $+45^\circ$ e -45° rispetto alla direzione principale del composito. L'orientazione di fibre ad angoli equispaziati su 360° conferisce agli RCC proprietà elastiche isotropiche nel piano. Questi materiali sono chiamati quasi isotropici perché le proprietà di resistenza variano ancora leggermente con l'orientazione. Una evoluzione di questo concetto ha portato allo sviluppo dei compositi carbon-carbon inizialmente 3D e successivamente fino a 11D.

Un problema caratteristico degli RCC è dato dalla loro ossidazione a temperature superiori a 450°C ; un metodo per ridurre il problema è quello di utilizzare questi compositi in atmosfera inerte o di rivestire la superficie con uno strato di materiale ceramico per permetterne la riutilizzazione. Il metodo più utilizzato consiste nel convertire gli strati esterni in SiC: l'RCC si riveste di un impasto di allumina, silicio e carburo di silicio e viene posto in forno; il processo avviene in argon con ciclo termico fino a 1700°C ; avviene un processo di diffusione tra l'impasto e gli strati esterni del carbon-carbon che vengono convertiti in SiC senza incremento di spessore; il rivestimento così ottenuto provoca sulla superficie la formazione di crack a causa della differenza di espansione termica tra RCC e SiC, riducendo la resistenza all'ossidazione. Le cricche che si formano vengono poi riempite con TEOS (tetraetilortosilicato) che, reagendo ad alta temperatura, forma silice che, trovandosi al di sopra della temperatura di transizione vetrosa, è allo stato pastoso e va a riempire le cricche sigillandole.



SiC Coating

Substrate

SiC Coating

3.2.2 Applicazioni

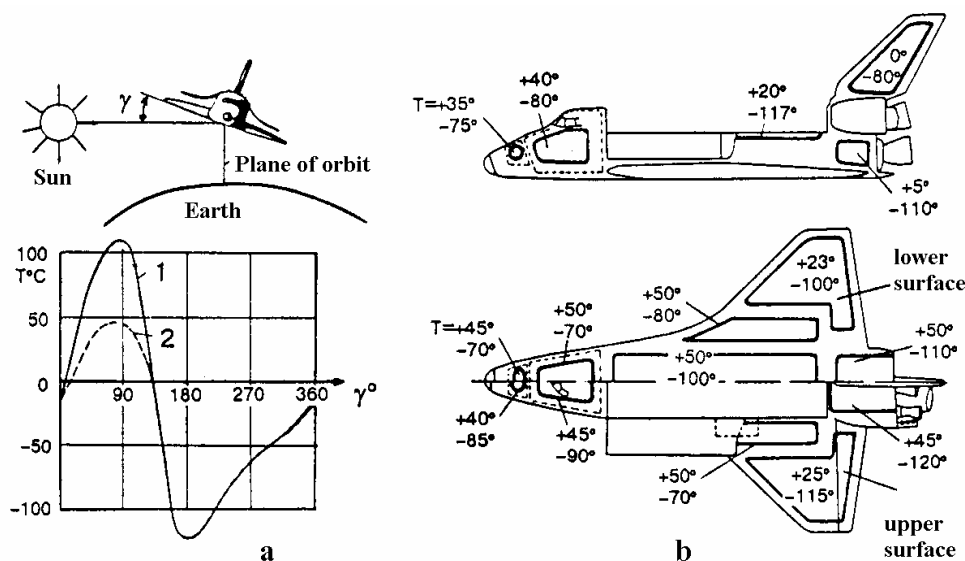
Per quanto riguarda resistenza meccanica, rigidezza, basso peso e proprietà termiche, i compositi in carbon-carbon presentano performance migliori rispetto a metalli e materiali ceramici, specialmente per applicazioni ad alta temperatura ($>1000^{\circ}\text{C}$). Tuttavia due importanti limitazioni riguardano l'utilizzo di questi materiali: l'alto costo e la scarsa resistenza all'ossidazione. L'applicazione degli RCC è limitata a quelle situazioni in cui le proprietà del materiale sono molto più importanti del loro costo; per questo motivo vengono ampiamente utilizzati nell'industria aerospaziale, principalmente nel settore militare (nasi dei missili e scudi termici per veicoli da rientro).

3.2.3 Lo space Shuttle

I veicoli ipersonici, tra cui lo shuttle, hanno bisogno di particolari protezioni termiche che siano in grado di affrontare le alte temperature derivanti fondamentalmente dall'attrito con l'aria causato dalle forti velocità. La loro progettazione ha richiesto studi ed esperimenti relativi all'aerodinamica, alle vibrazioni e a processi di scambio termico interno ed esterno. Le condizioni a cui queste protezioni termiche sono esposte durante un'intera missione possono essere raggruppate fondamentalmente in tre gruppi associati alle principali fasi del volo: la fase di decollo, il volo orbitale e la fase di rientro nell'atmosfera.

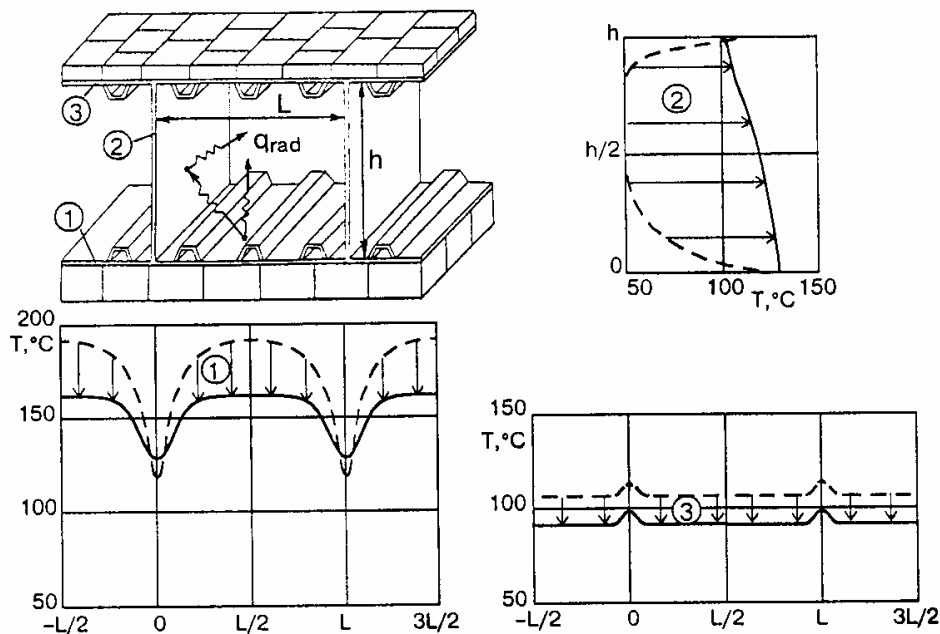
Nella prima fase, i fattori che agiscono sugli scudi termici sono le vibrazioni acustiche e la pressione aerodinamica; a questi si può aggiungere un incremento di peso delle protezioni termiche a causa di assorbimento di umidità quando il lancio non viene effettuato in condizioni atmosferiche favorevoli. Durante la fase di decollo il calore aerodinamico che si sviluppa non è molto elevato e non influenza la scelta del materiale per gli scudi termici; solo nella parte bassa è richiesta una maggiore attenzione a causa del forte calore irradiato dai propulsori.

Durante il volo orbitale, come mostrato nella figura a, le protezioni termiche che si trovano in zone d'ombra possono arrivare a temperature di -120°C mentre quelle esposte direttamente alla luce solare possono toccare i 110°C . La temperatura minima della struttura portante può arrivare anche a -120°C mentre quella massima, durante il volo orbitale è limitata a 50°C per una scelta tecnica relativa ad una migliore gestione ed utilizzo del calore accumulato (vedi figura b).



Questi limiti di temperatura vengono soddisfatti rivestendo la superficie superiore e quelle laterali con dei mattoncini ceramici di colore bianco che hanno un basso rapporto assorbimento solare/emissività (<0.4); la superficie inferiore, per la quale sono usati materiali più resistenti al calore a causa del maggior tempo di esposizione alla luce solare invece, è rivestita con dei mattoncini neri che hanno il rapporto assorbimento solare/emissività pari a circa 1.

Le più alte sollecitazioni termiche, tuttavia, si hanno durante la fase di rientro quando la temperatura a seconda delle proprietà fisiche del rivestimento (fra cui assumono notevole importanza l'emissività e lo scambio termico per effetti radiativi interni) può raggiungere anche i 1500°C . Nella fase di rientro la massima temperatura che la struttura portante può raggiungere è di 177°C . A causa delle alte temperature che si sviluppano molto spesso il flusso di calore che dalle parti più calde va verso quelle più fredde per effetti radiativi, supera il flusso di calore dovuto a fenomeni di conduzione; l'effetto che il calore dissipato per via radiativa ha sulla temperatura può essere visto nel frammento d'ala in figura e più in generale il calore irradiato può portare ad una riduzione della temperatura anche di 100°C - 150°C (questo fenomeno viene ulteriormente favorito grazie all'alto valore di emissività dell' RCC).



Inoltre, poiché le richieste strutturali e di leggerezza sono molte rigorose, le protezioni devono avere basso peso e ottime proprietà meccaniche; questi obiettivi possono essere raggiunti facendo uso di materiali compositi a matrice ceramica che sono strutturalmente e termicamente funzionali. Componenti molto sottili (pannelli spessi 10-20mm per mantenere comunque un basso peso) devono avere alto modulo ed ottima resistenza per affrontare i carichi a cui questi veicoli sono sottoposti. E' richiesta inoltre un'alta conducibilità termica per trasferire il calore aerodinamico a pozzi di calore in maniera da mantenere la temperatura sulla superficie del veicolo più bassa possibile; da questo punto di vista l' RCC si comporta ottimamente, dato che ha una capacità di disperdere il calore quattro volte superiore a quella del rame.

In sostanza alle protezioni termiche di uno Shuttle viene richiesto di:

- mantenere una temperatura a contatto con la struttura sottostante in alluminio inferiore a 350°F (177°C) in maniera tale da impedirne la perdita di proprietà;
- garantire il loro utilizzo in almeno 100 missioni (riutilizzazione delle protezioni);

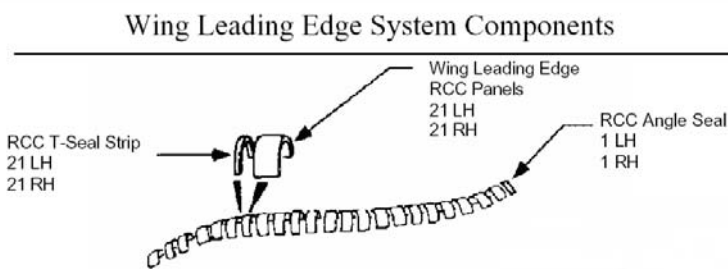
- resistere a temperature sulla superficie variabili tra -250°F (-120°C) e 2800°F (1523°C);
- permettere la realizzazione di profili aerodinamici ;
- aderire alla struttura in alluminio;
- avere un basso peso.

Proprio per far fronte a tutte queste esigenze gli scudi termici di uno Shuttle presentano una struttura a più strati: il primo è costituito, nelle parti esposte alle temperature più alte, da mattoncini in RCC che consentono di mantenere intatta, quasi completamente, la protezione termica nel susseguirsi delle missioni; al di sotto di questo strato si trova quello costituito dal vero e proprio isolante (FRSI) realizzato con mattoncini in materiale ceramico (silice pura al 99.8%) rinforzato con fibre isolanti; infine al di sotto dello strato isolante si trova la struttura portante realizzata generalmente in alluminio per limitare il peso del veicolo.

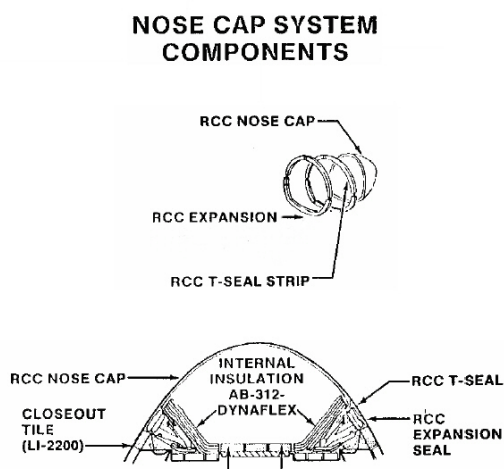
L'adesione fra i vari strati (RCC-FRSI, FRSI-struttura in alluminio) viene realizzata utilizzando appositi collanti derivati da resine siliciche che garantiscono una sicura adesione fra di gli strati in un intervallo di temperature compreso fra -130°C e 300°C .

Nello shuttle il carbon-carbon viene utilizzato per proteggere:

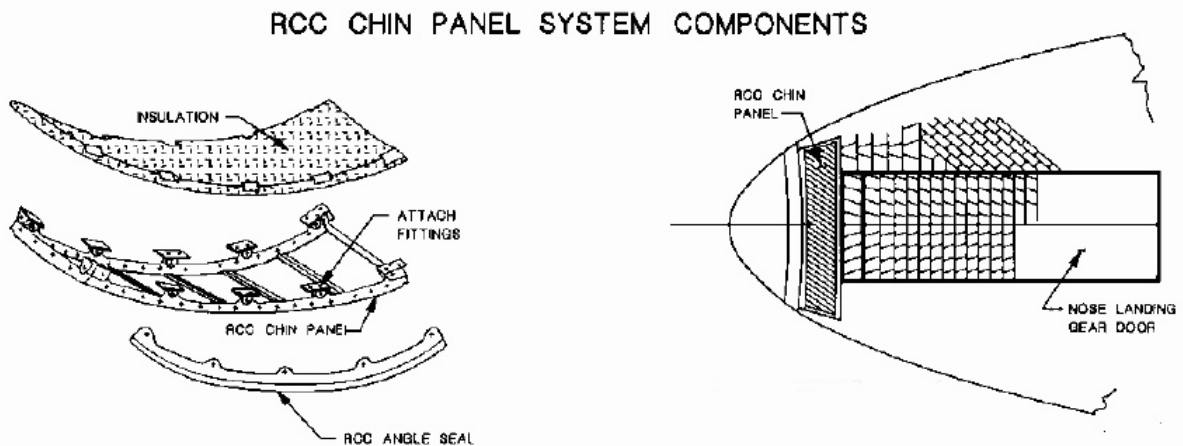
- il bordo d'attacco delle ali (per i quali si utilizzano ben 44 pannelli);



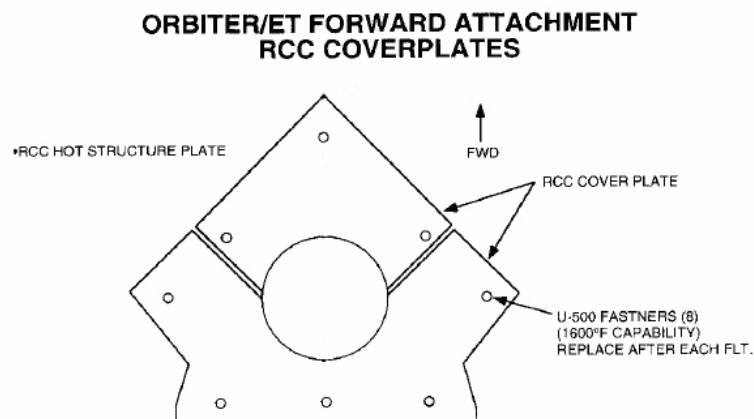
- il *nose cap* (che ha un diametro di 1.5 m);



- la parte immediatamente sottostante (*chine panel* che ha una superficie di circa 150 m²);



- la deriva e l'attacco anteriore del serbatoio esterno che rappresentano quindi le zone soggette a temperature maggiori.



L'RCC protegge zone dove la temperatura supera i 1260°C durante il rientro. Sui bordi d' attacco delle ali i pannelli di RCC vengono attaccati con una serie di giunture mobili per ridurre il carico dovuto alla deflessione delle ali stesse; tra i vari pannelli viene inoltre interposto un giunto chiamato *T-seal* e realizzato in RCC: esso permette ai pannelli di muoversi lateralmente e compensare la differenza di espansione termica tra l'RCC e le ali dell'orbitante. Dalle prime esperienze di volo si è osservato che sebbene la protezione termica rimanga pressoché intatta dopo ogni missione, può tuttavia subire vari danneggiamenti che ne comportano una parziale sostituzione:

- formazione di crateri: è causata da contaminazione di ossido di zinco e provoca l'ossidazione del rivestimento oltre ad accelerare la velocità di ossidazione del substrato;



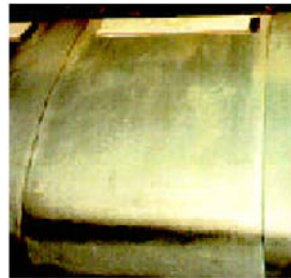
Photo Micrograph of Pinhole Through Coating

- perdita di sigillante: è causata dal fatto che il sigillante volatilizza a basse pressioni e alte temperature; si può avere anche perdita di sigillante a causa di sforzi di taglio, ossidazioni e contaminazioni; provoca la riduzione della resistenza all'ossidazione e della durata della missione;

RCC Panel Sealant Loss

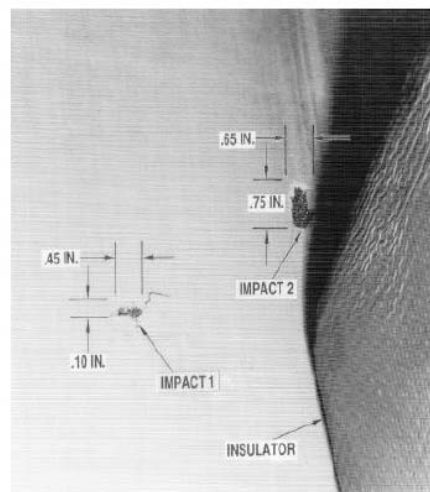
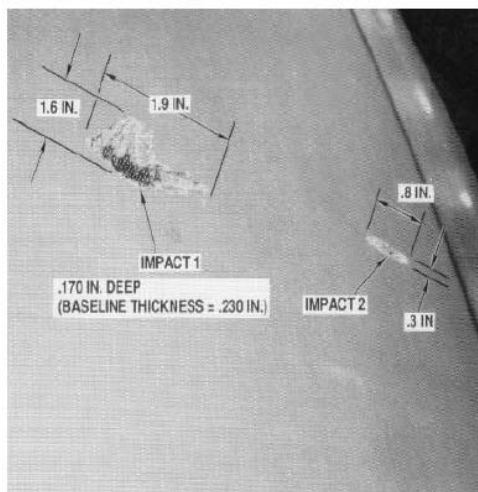


Lower RCC Panel Surface

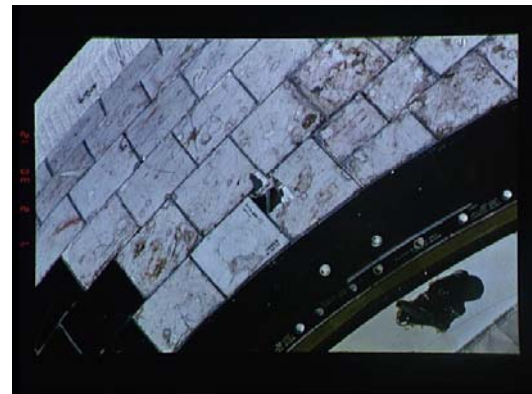
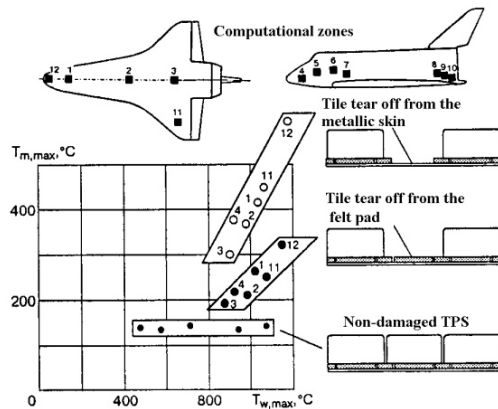


Upper RCC Panel Surface

- danneggiamenti da detriti orbitali: è causata da detriti orbitali o micrometeoriti; provoca buchi negli scudi termici che possono provocare anche la fusione della struttura portante.



Il danneggiamento della protezione o anche una sua parziale asportazione rappresenta un serio problema per questi veicoli. A seconda della zona in cui viene a mancare la protezione e a seconda che si sia avuta l'asportazione anche del materiale isolante o solo dello strato superiore in materiale ceramico, si può avere o meno la fusione della superficie metallica sottostante. La figura mostra, nei vari casi, la temperatura sulla superficie esterna della protezione non danneggiata ($T_{w,max}$) e la temperatura della superficie metallica nella zona danneggiata ($T_{m,max}$): solo nelle zone protette dal RCC, quando questo viene a mancare si rischia di raggiungere la temperatura di fusione.



3.3 HRSI (High-temperature reusable surface insulation)

Sono fatti con silica a bassa densità ed alta purezza con il 99.8 % di fibre amorfe (fibre derivanti dalla sabbia comune) isolanti, legate rigidamente da leganti ceramici. Poiché il 90 % della piastrella (*tile*) è vuoto ed il rimanente 10% è materia, il peso del *tile* è approssimativamente di 141 kg/m³. Uno *slurry* contenente fibre mischiate con acqua è formato con calco a realizzare un blocco morbido e poroso cui è aggiunta una soluzione colloidale di silice. Quando viene sinterizzato, si produce un blocco rigido che viene tagliato in quattro parti e quindi lavorato per raggiungere le dimensioni precise richieste per il singolo *tiles*.

Lo spessore del *tiles* di HRSI varia da 25,4 a 127 mm; la variabilità dello spessore è determinata dal carico termico incontrato durante il rientro. Generalmente, i *tiles* di HRSI sono più sottili sull'area intorno all'estremità della poppa e più spessi nell'area della parte anteriore dell'orbitante. Ad eccezione dell'area *closeout* dove variano in forma e grandezze, i *tiles* di HRSI sono nominalmente di 23 mm². Le piastrelle di HRSI devono resistere alle condizioni più estreme sotto ripetuti cicli di riscaldamento e raffreddamento (elevati shock termici), condizioni acustiche estreme (al lancio infatti si raggiungono 165 decibel).

Per esprimere l'elevata resistenza agli shock termici di questo composito si può pensare che una piastrella di HRSI può essere riscaldata a 1260°C, presa direttamente dal forno a questa temperatura e immersa in acqua fredda senza danneggiamenti. La superficie dissipa così velocemente il calore che una piastrella può essere presa tra le mani senza guanti pochi secondi dopo la rimozione dal forno, mentre al suo interno sta ancora ardendo.

Le piastrelle di HRSI sono rivestite superiormente e sui lati con una mistura di tetrasilicati e vetro borosilicato polverizzati in un legante liquido. Questa mistura è spruzzata sulla piastrella come rivestimento con spessori da 0.4 a 0.5 mm. Il *tile* così rivestito viene messo in forno e riscaldato fino ad una temperatura di 1260°C; il risultato è un rivestimento vetroso nero, resistente all'acqua con una emittanza superficiale di 0,85 ed un'assorbimento solare di circa 0,85. Dopo il processo di *coating*, le superfici di fibra di silice non rivestite, sono trattate con una resina siliconica che rende il bulk resistente all'acqua.

I *tiles* però non resistono ai carichi di deformazione cui è sottoposta la struttura dello *spacecraft*, per questo motivo è necessario isolare lo stress della struttura dell'orbitante da quello del *tile*; tale isolamento è ottenuto mediante uno strato che assorbe le deformazioni chiamato SIP. Questo materiale isola il *tile* oltre che dalle deflessioni della struttura anche da eccitazioni acustiche che potrebbero portare stress di rottura sul *tile*. I SIPs sono anche isolanti termici fatti da un materiale chiamato col nome commerciale di NOMEX che si presenta sotto forma di una specie di feltro in spessori di 2.3, 2.9 e 4 mm. I SIPs sono legati ai *tiles* e, così assemblati, sono legati alla struttura dell'orbitante attraverso un processo di RTV.

Il feltro di NOMEX è a base di fibre aramidiche, intrecciate a formare un tessuto. Tali tessuti vengono poi assemblati secondo più strati a formare il feltro che viene poi stabilizzato termicamente a 260°C, processo in cui vengono rilasciati anche eventuali stress residui.

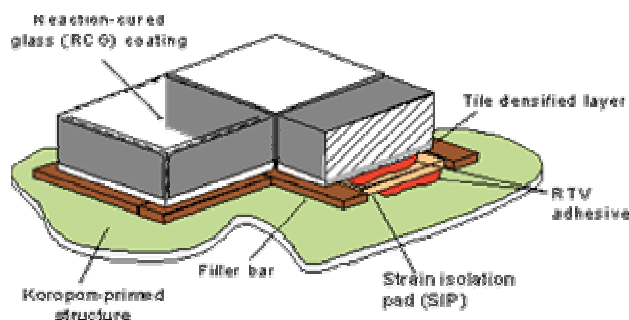
Il processo di RTV consiste nella deposizione di uno strato adesivo, di spessore ca. 0.2 mm, a base di siliconi, sulla superficie dell'orbitante. Lo spessore minimo dello strato riduce il peso e minimizza l'espansione termica a temperature di 260°C durante il rientro e oltre 80°C in orbita.

Il tile/SIP legato viene sottoposto a cura a temperatura ambiente sotto pressione tramite l'utilizzo di *vacuum bags*.

A causa delle pur minime contrazioni o espansioni termiche dei *tiles*, è necessario livellare il gap che si viene a formare tra due *tiles* adiacenti, che va da 0.6 a 1.6 mm, al fine di prevenire contatti *tile-tile*. Il feltro isolante di NOMEX è necessario nella parte più bassa del gap tra i due *tiles*; è definito come *filler bar* (materiale riempente). Il materiale sostituito nello spessore corrispondente ai SIPs, è tagliato in strisce larghe 19 mm ed è legato alla struttura. Il *filler bar* è resistente all'acqua e alle temperature sino a ca. 430°C.

Il SIP introduce stress concentrati che vanno a sollecitare i fasci di fibre; questo sfocia in rotture localizzate nel *tile* proprio sopra la linea dello strato dell'RTV. Per ovviare a questo problema, la superficie più interna del *tile* ha una maggiore densificazione, in modo da distribuire in modo più uniforme il carico. Il processo di densificazione avviene attraverso l'uso di un legante di ammoniastabilizzata: quando questo viene mischiato alle particelle di silice dello slip, esso diventa come un cemento; quando viene mischiato con acqua esso secca dando origine ad una superficie finita molto dura.

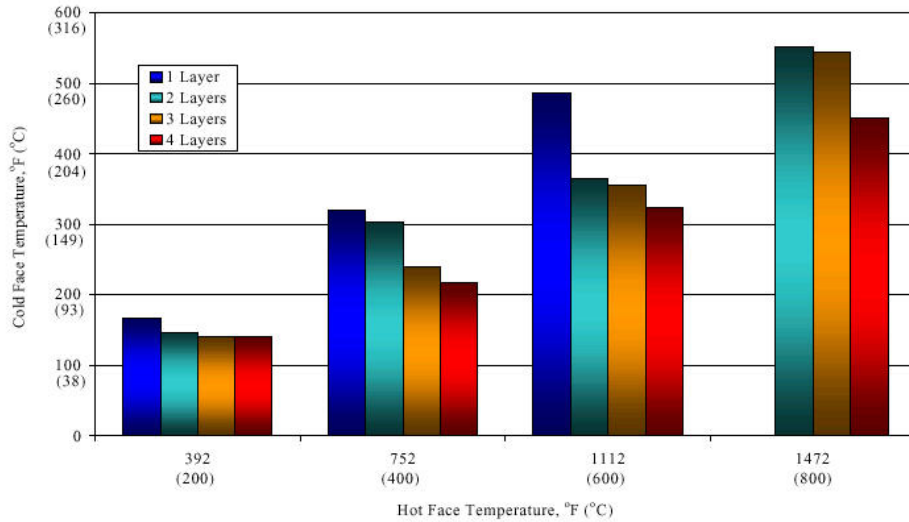
Un trattamento termico ed altri processi vengono effettuati prima dell'installazione. La densificazione tramite rivestimento penetra il *tile* sino ad una profondità di 3.2 mm e la sua resistenza e rigidità sono aumentati di un fattore 2. Ci sono due differenti densità dei *tiles* di HRSI, il primo è di 352 kg/m³ ed è usato in tutta l'area attorno al nose, attorno al carrello principale, alla porta centrale dell'*external tank*, alle aperture, allo stabilizzatore verticale del dispositivo di comando. Nelle aree rimanenti si utilizza il *tile* con densità di 144 kg/m³.



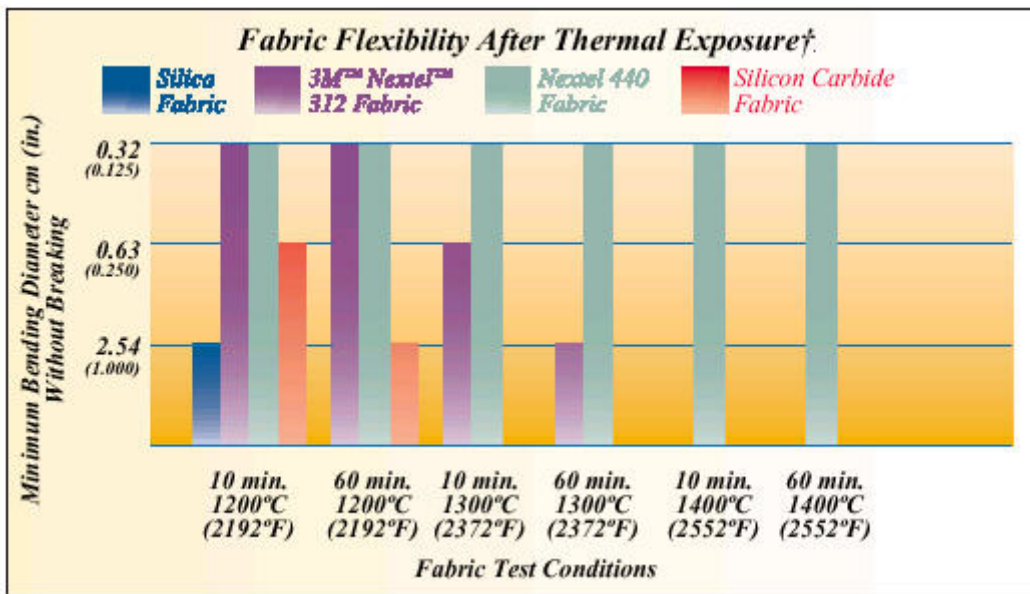
3.4 FRCI (Fibrous refractory composite insulation)

Questi *tiles* hanno una più alta resistenza e sono realizzati in NEXTEL, ottenuto con l'aggiunta di AB312 (fibre di allumina-borosilicato) al *tile* di HRSI; il NEXTEL attiva la fusione del boro e salda le fibre di silice pura in una struttura rigida durante la sinterizzazione in forno ad alta temperatura. Il risultato è un composto di fibre in materiale refrattario composto dal 20% di NEXTEL e dall'80% di fibre di silice pura, che ha proprietà fisiche completamente diverse dai *tile* in silice pura al 99.8%. Il NEXTEL, inoltre, avendo un coefficiente di espansione termica 10 volte maggiore quello della silice pura, durante il ritiro, nelle fasi di raffreddamento, agisce da ulteriore compattante per le fibre di silice.

3M™ Nextel™ Woven Ceramic Fabric 312
Style AF-20
Hot Face vs. Cold Face



Durante il trattamento termico, il rivestimento del *tile* viene compresso per ridurre la sensibilità al cracking durante le lavorazioni manuali; inoltre questo processo di pressatura rende l' FRCI più leggero del 10% rispetto all' HRSI. I *tiles* di FRCI hanno una resistenza a trazione tre volte maggiore di quella degli HRSI ad una temperatura di utilizzo 40°C maggiore.



Il processo di produzione dei *tiles* di FRCI è essenzialmente simile a quello dei quelli di HRSI, con l' unica differenza che lo *slurry* viene parzialmente compattato in un bagno finale prima della colata. Per la sinterizzazione sono richieste alte temperature, una volta che il materiale è seccato si ottiene un blocco rigido. Questo blocco è tagliato in quattro parti e quindi lavorato per raggiungere le dimensioni richieste per il singolo *tile*. Il *tile* di FRCI ha le stesse dimensioni superficiali del *tile* di HRSI, con spessori variabili tra 25mm e 127mm. Le dimensioni e la forma variano in corrispondenza del *closeout* e sono legati all' orbitante essenzialmente con lo stesso processo utilizzato per gli HRSI.

Gli FRCI sono utilizzati per sostituire i *tiles* di HRSI a più alta densità; essi hanno una densità di 192 kg/m³ e apportano miglioramenti della resistenza, della durata, della resistenza al cracking del *coating* e una riduzione del peso.

3.5 LRSI (Low-temperature reusable surface insulation)

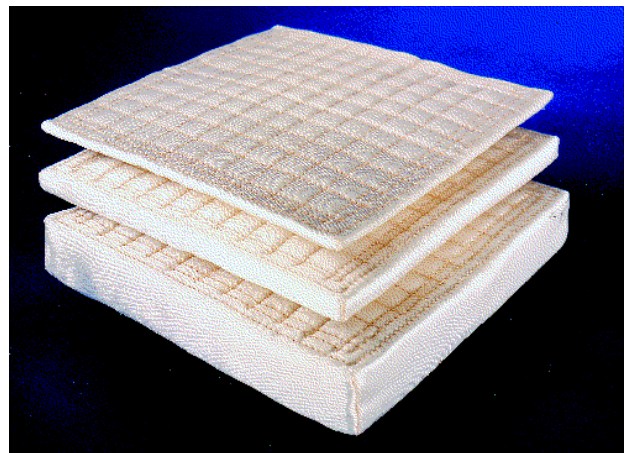
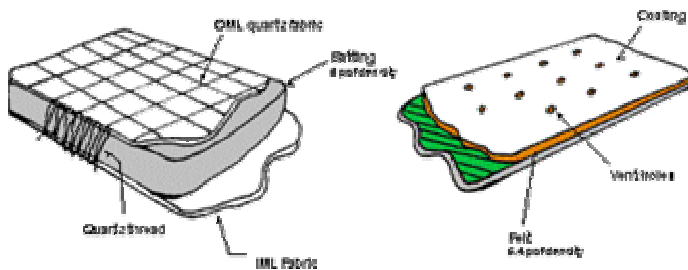
Le piastrelle di LRSI sono costruite essenzialmente alla stessa maniera delle piastrelle di HRSI, hanno le loro stesse funzioni di base, con la differenza che i primi sono più sottili rispetto ai secondi. Gli spessori dei *tiles* di LRSI variano da un minimo di 5 ad un massimo di 36 mm e sono determinati dai carichi termici incontrati durante il rientro.

I *tiles* di LRSI hanno in comune con quelli in HRSI anche il processo di fabbricazione ed i materiali utilizzati: silica pura al 99,8%. Le differenze nel processo di produzione sono la dimensione superficiale, che risulta di 41 mm² nel caso in esame, e nel colore del rivestimento (bianco) determinato da un *coating* resistente all'umidità applicato sul lato superiore e quelli laterali del *tile* di spessore 0.2mm. Il rivestimento bianco determina un controllo termico sulla superficie del veicolo in orbita. Tale rivestimento è fatto di silica combinata con un ossido di alluminio molto lucido che conferisce le proprietà ottiche richieste al *tile*, ossia una emittanza di 0.8 e un'assorbenza solare di 0.32. Il *tile* così rivestito è trattato ulteriormente per rendere anche il bulk resistente all'acqua, come nel caso degli HRSI *tiles*.

I *tiles* di LRSI sono installati sull'orbitante allo stesso modo degli HRSI, anche se sono di recente sviluppo nuovi materiali in sostituzione di questi che sono, i già citati FRCI o gli HRSI.

3.6 AFRSI (Advanced flexible reusable surface insulation)

I mattoncini (*blankets*) di AFRSI sostituiscono la maggior parte dei *tiles* di LRSI. Sono realizzati da un'ovatta fibrosa di silica a bassa densità che si compone di fibre ad alta purezza al 99,8% di silice amorfa (spesse da 0.025 a 0.05mm). Questa ovatta è inserita tra un tessuto più esterno resistente alle alte temperature ed uno più interno resistente a più basse temperature, realizzato in fibre di vetro. In seguito il composito è cucito con un filo di silica assumendo l'aspetto di una trapunta. I mattoncini di composito così fatto hanno una densità approssimativamente da 128 a 144 kg/m³ e variano in spessore da 11 a 24 mm, spessore che è determinato dal carico termico incontrato durante il rientro.



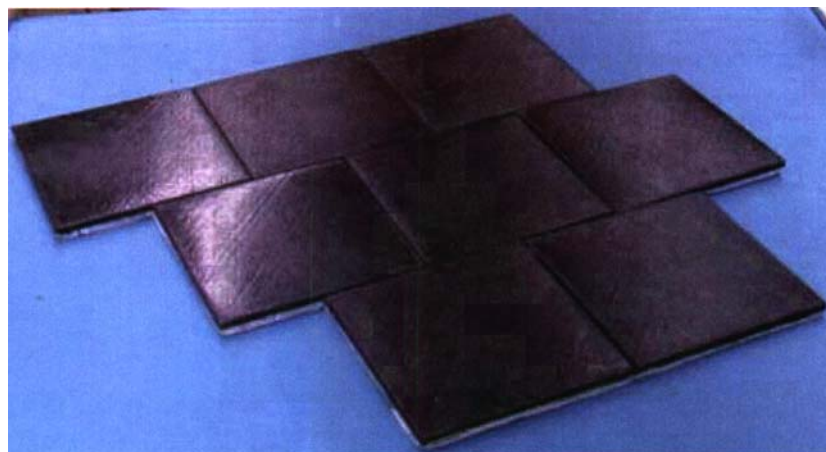
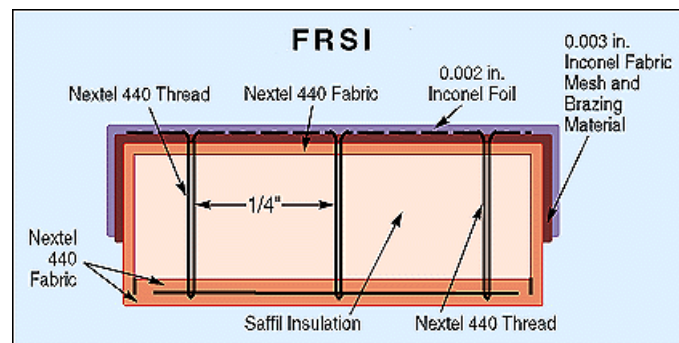
I *blankets* sono quindi tagliati secondo la forma richiesta e legati direttamente all'orbitante con un processo RTV attraverso il film di adesivo a base di siliconi dello spessore di 5mm. La dimensione minima di questo spessore di colla riduce il peso e minimizza l'espansione termica durante i cambiamenti di temperatura. Il *blanket* di tessuto trapuntato sono prodotti dalla Rockwell con dimensioni superficiali di 836mm².

L'applicazione di questo tipo di *blanket* sull'orbitante ha portato ad una riduzione del peso, una maggiore producibilità e durabilità, una riduzione dei costi di fabbricazione e di installazione e una riduzione dei tempi di programmazione dell'installazione.

3.7 FRSI (Felt reusable surface insulation)

Gli FRSI come i SIP (*Strain Isolar Pad*) sono realizzati in NOMEX e variano in spessore da 4 a 10 mm in funzione del carico termico incontrato durante il rientro. Sono costituiti da due lamiere di superficie variabile da 277 a 370 mm², ad eccezione dell'area del *closeout*, dove è tagliato a misura.

Anche l'FRSI è legato direttamente all'orbitante dall'adesivo a base di siliconi applicato con uno spessore di 5 mm. L'FRSI è rivestito con un elastomero silconico contenente pigmenti bianchi per ottenere specifiche proprietà ottiche (hanno una emittanza di 0.8 ed un'assorbenza solare di 0.32), termiche, nonché di resistenza all'acqua.



3.8 TB (Thermal Barrier)

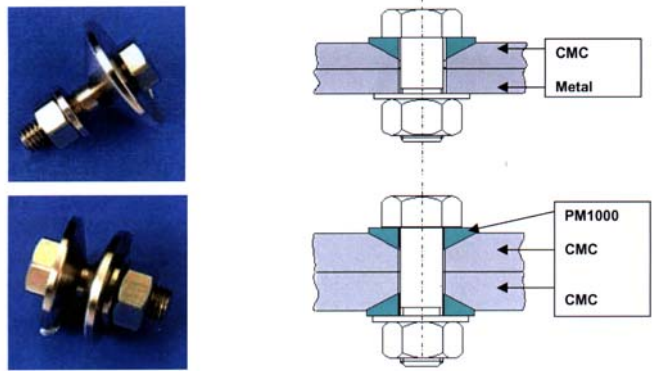
Le barriere termiche o *Thermal Barrier* sono utilizzate nell'area del *closeout*, tra i vari componenti dell'orbitante ed il sistema di protezione termica (TPS), nel timone e nel sistema frenante sul nose e sui portelli del carrello principale di sbarco, negli ingressi sottocoperta, nei portelli per lo sfiato, portelli centrali del serbatoio esterno, nell'interfaccia dello stabilizzatore verticale con la poppa ed in quella presente sul bordo delle ali tra RCC e HRSI.

I vari materiali utilizzati sono fibre di ceramica bianche di borosilica dell'allumina AB312 o tessuto di fibre di ceramica nera-pigmentata della fibra AB312 intrecciata intorno ad una molla tubolare interna fatta di Inconel 750 legato con le fibre della silica all'interno del tubo.

Per evitare un eccessivo surriscaldamento nei gap fra i *tiles* dovuto ai flussi d'aria incrociati che si possono creare a causa dei gradienti di pressione, sono aggiunti dei riempitori, o *fillers*, di gap fra le mattonelle per minimizzare il surriscaldamento. I materiali di cui sono fatti i *fillers* consistono di fibre bianche AB312 o di una copertura nero-pigmentata del tessuto AB312 che contiene le fibre dell'allumina. Questi materiali sono usati intorno al bordo principale della protezione del naso della

parte anteriore della fusoliera, del parabrezza e del portello laterale, dell'ala, dello stabilizzatore verticale, del freno, del deflettore della fusoliera e dello schermo di calore dei motori principali dello shuttle.

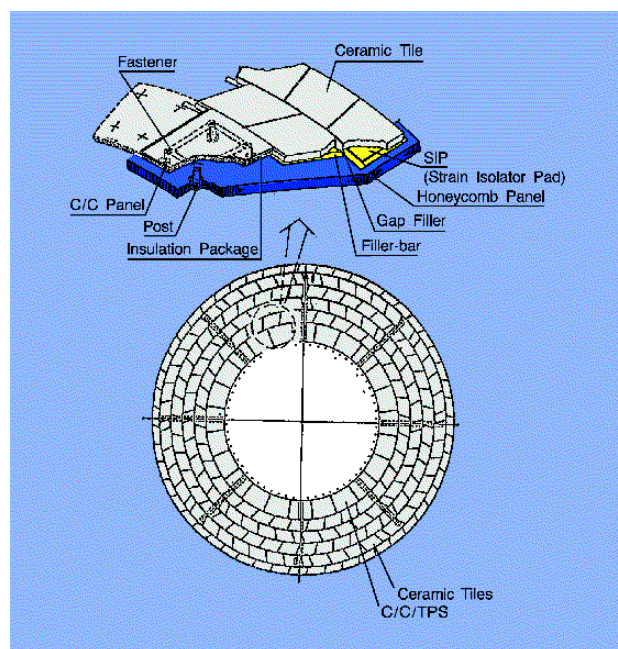
Per consentire il fissaggio e la rimozione dei pannelli si usano degli inserti nella silica fusa filettata.



Dopo la missione è necessario un processo di *rewaterproofing* che ripristina la resistenza all'acqua del *tile*. Il processo consta dell'iniezione di dimetiletoxisolano tramite una specie di pistola con un ago alla punta, nelle lacune che si sono venute a creare sulla superficie del rivestimento.

3.9 Gaps e gap fillers

I *gaps* tra due *tiles* sono necessari per due ragioni principali. La prima concerne la differenza di espansione termica tra il *tile* e la struttura dell'orbitante: durante le fluttuazioni, questi si espandono e contraggono in modi differenti e i *gaps* riaccomodano queste differenze. La seconda ragione riguarda il flusso di plasma che circonda l'orbitante causato dai gradienti di pressione durante il rientro. Se i *gaps* sono troppo larghi, i gas caldi possono fluirvi all'interno causando un danneggiamento dei riempitori o sostituirsi addirittura ad essi (*filler bar*).

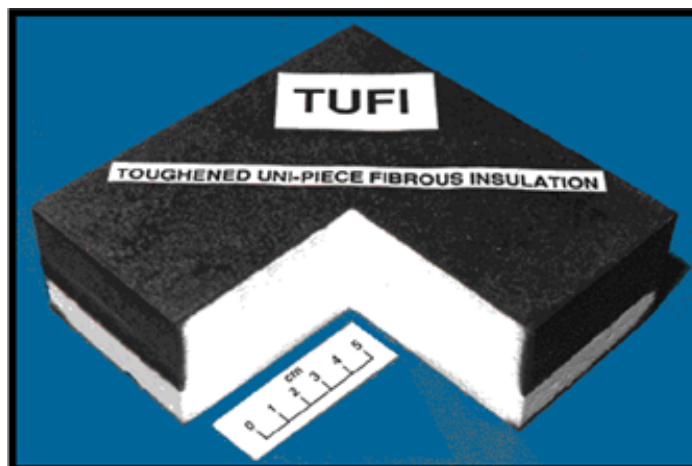
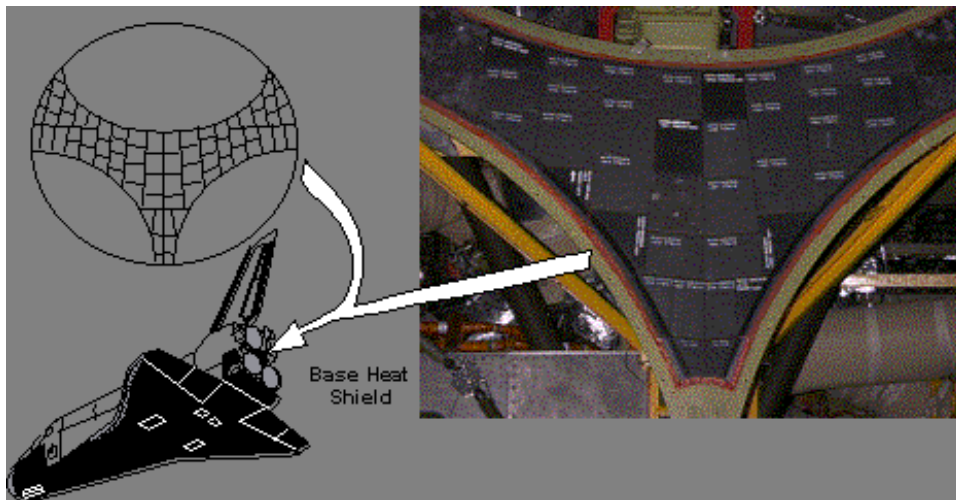


CAPITOLO 4

4.1 Sviluppo di nuovi tiles

Negli ultimi anni è stato sviluppato un nuovo materiale chiamato AETB-8 (*Alumina Enhanced Thermal Barrier*, ossia barriera termica aumentata con allumina). Si tratta di FRCI a cui sono aggiunte piccole quantità di allumina (Al_2O_3). Questa aggiunta, incrementa la stabilità termica e la conducibilità senza un significativo aumento di peso o diminuzione della resistenza.

Contemporaneamente allo sviluppo dell'AETB-8, si sta avviando lo sviluppo di un nuovo rivestimento, noto come *Toughened Unipiece Fibrous Insulation* (TUFI). I *tiles* rivestiti con questo materiale presentano una più alta resistenza rispetto ad un piccolo aumento di peso.



4.2 Sviluppi futuri

Ci sono numerose applicazioni commerciali dove i TPS possono essere introdotti, un esempio è l'applicazione nella costruzione degli appoggi per i gioielli durante le lavorazioni di questi. Nella saldatura ad esempio, i gioielli sono a contatto con altri materiali non nobili ad alte temperature rischiando contaminazioni con questi materiali. Per questo l'utilizzo dei TPS ne assicura la purezza della saldatura e, allo stesso tempo, la resistenza del materiale d'appoggio alle alte temperature. Per la loro caratteristica di materiali inerti, sono anche utilizzati per contenere metalli liquidi.

Materiali in carbon-carbon, sono utilizzati in via sperimentale nei pistoni, dove risultano avere caratteristiche migliori dell'alluminio.

Purtroppo però l'alto costo di questi materiali ne limita le applicazioni a più vasti ambienti, basti pensare che un singolo *tile* può costare molto più di \$2,000. Lo sviluppo di nuove tecnologie di produzione fa però sperare che i TPS saranno gli isolanti per eccellenza del futuro in tutte le applicazioni.

INDICE

Capitolo 1. Introduzione	
1.1 Lo spazio: un ambiente che richiede soluzioni speciali	pag. 2
1.2 Un ambiente aggressivo	pag. 2
1.3 Fase di decollo	pag. 3
1.4 Fase di rientro	pag. 3
Capitolo 2. Materiali compositi	
2.1 Vantaggi dei compositi	pag. 5
2.2 Compositi a matrice ceramica	pag. 6
2.2.1 Proprietà	pag. 6
2.2.2 Processi di produzione	pag. 9
Capitolo 3. Scudi termici	
3.1 Sistema di protezione termica	pag. 10
3.2 RCC	pag. 13
3.2.1 Proprietà meccaniche	pag. 13
3.2.2 Applicazioni	pag. 15
3.2.3 Lo Space Shuttle	pag. 15
3.3 HRSI	pag. 20
3.4 FCRI	pag. 21
3.5 LRSI	pag. 23
3.6 AFRSI	pag. 23
3.7 FRSI	pag. 24
3.8 TB	pag. 24
3.9 Gaps e gap fillers	pag. 25
Capitolo 4. Conclusioni	
4.1 Sviluppo di nuovi prodotti	pag. 26
4.2 Sviluppi futuri	pag. 27