

SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



# Gruppo di Lavoro "Velivoli Ipersonici"

Chairman: Gen. B.A. (r) Giuseppe Cornacchia, CESMA

# SISTEMI E TECNOLOGIE (WP3) Tecnologie abilitanti (WP 3.2)

Coordinatore: Ing. Antonio Gammarota, TAS-I

**Thales Alenia Space Italia** 

Segredifesa V Reparto Politecnico di Milano

Politecnico di Bari

Università Federico II Napoli

Ing. Antonio Gammarota Ing. Cosimo Chiarelli Ing. Mauro Montabone Ing. Mario Pessana Ing. Mario Montagna Ing. Mario Montagna Ing. Roberto Angelini T. Col. GArn Giuliano Cioccolo Prof. Franco Bernelli Prof. Luigi Vigevano Prof. Alessandro Airoldi Prof. Filippo Maggi Prof. Francesco Cupertino Prof. Giuseppe Pascazio Prof. Raffaele Savino



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Università Sapienza di Roma CIRA DAC Leonardo Velivoli Aerosekur Aviospace PhD Antonella Ingenito Ing. Sara Di Benedetto Ing. Gennaro Russo Ing. Daniela Giachino Ing. Luciano Battocchio Ing. Franco Fossati

Con la collaborazione di: ASI Leaf Space

Ing. Samantha Jannelli Ing. Giovanni Pandolfi PhD Matteo Boiocchi



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



INDICE

W	ORK	BRE	EAKDOWN STRUCTURE	6
1	Introduzione			7
2	2 Strutture e Materiali			
	2.1 Stru		utture calde	8
	2.2	Ma	teriali per alte temperature	10
	2.2.	.1	Temperature < 900 C°	10
	2.2.	.2	Temperature tra 900 -1600 C°	13
	2.2.	.3	Temperature > 1600 C° e sistemi di protezione termica	21
	2.3	Ser	batoi in material composito	28
	2.4	Stru	utture intelligenti e multifunzionali	29
	2.4.1		Monitoraggio dello stato di salute	
	2.4.2		Guarnizioni dinamiche	40
3	Sist	temi	Propulsivi	42
	3.1	Rar	mjets	42
	3.1.1		Tipi di combustibili utilizzati	43
	3.1.2		Pros & Cons	45
	3.1.3		Principali ricerche in corso, applicazioni attuali e TRL	45
	3.2 Sci		amjets	46
	3.2.	.1	Idrogeno liquido negli Scramjet	48
	3.2.	.2	Pros & Cons	48
	3.2.3		Principali ricerche in corso e applicazioni attuali	50
	3.3	Mo	tori a razzo	51
	3.3.	.1	Propellenti liquidi	51
	3.3.	.2	Propellenti solidi	55
	3.3.	.3	Propellenti ibridi	61
	3.4	Pro	pellenti green per RCS	63
	3.5	Mo	tori a ciclo combinato	63
	3.5.	.1	Introduzione	63
	3.5.2		Rocket Based Combined Cycle (RBCC)	65
	3.5.	.3	Turbine Based Combined Cycle (TBCC)	69



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



	3.5.	4	Eiettori Ramjet	71
4	Sist	emi	generatori di potenza	75
2	4.1	Cel	le solari e fotovoltaiche	75
5	5 Guida navigazione e controllo			
4	5.1	Dis	positivi elettronici flessibili su substrati plastici	
4	5.2	Nav	rigazione GPS indipendente e autonoma	
	5.2.	1	Unità di misura inerziale (IMU) e sensori inerziali	
	5.2.	2	Star tracker e Sun sensor	
6	Sist	emi	di telecomunicazione	91
(	5.1	Cor	nunicazione indipendente da blackout	91
(	5.2	Ant	enne resistenti al calore	
7	Aerotern		nodinamica	94
7	7.1	Ana	lisi di mitigazione del fenomeno del sonic boom	94
7	7.2	Cor	trollo dello strato limite	
7	7.3 Separazioni ipersoniche		97	
	7.4	Fisi	ca del flusso	
	7.4.	1	Interazioni tra urti	
	7.4.	2	Processi di transizione	
	7.4.	3	Dinamica di miscelamento	
	7.4.4		Flussi turbolenti	
7	7.5	Flui	dodinamica computazionale (CFD) per flussi ipersonici	
	7.5.	1	Rientro atmosferico e simulazioni numeriche	
	7.6	Mo	delli semplificati per il design preliminare del velivolo	
-	7.7	Fisi	ca della combustione	
	7.7.	1	Combustione ad alta velocità	
	7.7.2		Iniezione del carburante e accensione	115
	7.7.	3	Modello di cinetica chimica	116
	7.7.	4	Interazioni gas-superficie	116
	7.7.	5	CFD per camere di combustione	119
,	7.8	Cor	ıfigurazioni ad alta efficienza	
,	7.9	Mis	ure e tecniche sperimentali	
	7.9.	1	Strumentazione per il rilevamento di posizione dell'urto	



# GRUPPO DI LAVORO "VELIVOLI IPERSONICI"

SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



	7.9.2	Misura puntuale di temperatura e/o di velocità nell'apparato ipersonico sp 127	erimentale
	7.9.3	Temperature Sensitive Paint (TSP)	127
	7.9.4	Tecniche sperimentali per grandi strutture	128
	7.9.5 induce	Sistema per la caratterizzazione del flusso libero - Nitric Oxide (NO) pl ed fluorescence (PLIF)	anar laser- 128
	7.9.6	Valutazione dei sensori e miglioramenti degli impianti	129
8	Armi o	e Sistemi di Difesa	130
8	.1 T	ecnologie laser e ad energia diretta	130
8	.2 M	Iateriali reattivi	131
9	Contro	ollo ambientale & sistemi di supporto vitale	133
10	Metod	dologie di Progettazione	135
1	0.1	Analisi funzionale e requisiti di sistema	135
	10.1.1	Soluzioni strutturali per la propulsione a ciclo combinato	135
	10.1.2	2 Tps integrato e architettura hot-structure	135
	10.1.3	Metodologie di analisi dei materiali e delle strutture e di progettazione	136
	10.1.4	Sensori strutturali in ambienti critici	136
1	0.2	Progettazione sistemistica del velivolo	136
	10.2.1	Progettazione di strutture e materiali	136
	10.2.2	2 Progettazione di sistemi propulsivi	138
	10.2.3	3 Integrazione aerotermo-strutturale	139
11	Atterra	aggio e supporto a terra	141
1	1.1	Integrazione con ATC	141
1	1.2	Operatività di spazioporti	141
12	Proget	ttazione, integrazione, verifica e qualifica	142
1	2.1	Elettronica tollerante a radiazione e ionizzazione	142
1	2.2	Architettura modulare aperta per avionica e software	143
1	2.3	Banco test per integrazione di sistema (Iron Bird)	144
1	2.4	Test in galleria del vento ipersonica e al plasma	144
13	Concl	usioni	145
14	Apper	ndice A: Organigrammi delle tecnologie abilitanti critiche	146





SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti

# WORK BREAKDOWN STRUCTURE





SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



# 1 Introduzione

I velivoli ipersonici, essendo sistemi che operano in condizioni estreme di velocità (Mach > 4-5) altitudine in cui si manifestano fenomeni aerotermochimici particolari, necessitano di determinate tecnologie che ne permettano non solo lo sviluppo, ma anche la produzione e l'impiego.

Tali tecnologie abilitanti sono il fulcro di questa trattazione, che ha come scopo quello di fornire una panoramica esaustiva dei molteplici campi di studio e di lavoro necessari per garantire un importante sviluppo del mondo ipersonico.

In Figura 1.1 si possono evincere i macro domini di studio di questa trattazione. Ogni dominio è a sua volta suddiviso per meglio trattare le singole tecnologie abilitanti.



Figura 1.1 - Panoramica delle tecnologie abilitanti.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



# 2 Strutture e Materiali

## 2.1 Strutture calde

Le termo-strutture e i materiali che sono e devono essere utilizzate in un veicolo ipersonico possono essere suddivise in due categorie principali: termo-strutture calde e fredde.

Con la terminologia "Strutture calde" (hot structures) vengono indicati materiali e strutture in grado di operare ad alta temperatura, sopra i 700 °C, con minimo utilizzo di sistemi di protezione termica. Questo tipo di strutture sono potenzialmente più leggere, più tolleranti a rapidi transitori, picchi di temperatura e tempi di esposizione a flussi caldi, nonché aerodinamicamente più stabili.

L'utilizzo delle strutture calde consente di ridurre, o addirittura eliminare, la necessità di sistemi di protezione termica esterni, proteggendo eventuali componenti sensibili interni con sistemi d'isolamento termico. Il derivante minor ingombro, permette la costruzione di profili aerodinamici più sottili, assolutamente necessari per velivoli ipersonici dato che garantiscono maggiore flessibilità di missione. Ulteriori applicazioni delle hot structures si trovano nella costruzione di elementi propulsivi strutturalmente portanti e superfici di controllo.

Assolutamente importante è lo studio sperimentale e numerico di questo tipo di strutture nelle loro condizioni d'impiego e delle problematiche che ne derivano.

Le strutture soggette ad alte temperature possono essere affette dal problema dello scorrimento viscoso (*creep*) che è la deformazione che si manifesta nei materiali soggetti a uno sforzo costante ad alta temperatura. Tipicamente il *creep* si manifesta per temperature superiori alla temperatura di scorrimento, che indicativamente coincide con la temperatura di ricristallizzazione del materiale (circa pari alla metà di quella di fusione).

In una prova di creep possono individuarsi tipicamente tre stadi:

- 1) primo stadio, corrispondente allo scorrimento primario, in cui la deformazione elastoplastica cresce rapidamente ma con velocità di deformazione che diminuisce nel tempo
- secondo stadio, corrispondente allo scorrimento stazionario, durante il quale si stabilisce un equilibrio tra ricristallizzazione e incrudimento con la conseguenza che la velocità di deformazione rimane costante e bassa, ma la deformazione accumulata in questo stadio è permanente
- 3) terzo stadio, corrispondente allo scorrimento terziario, in cui la velocità di deformazione cresce nel tempo, a causa della nucleazione di cavità, alla formazione di cricche e all'eventuale strizione della sezione, sino a determinare la rottura della struttura



Figura 2.1 - Evoluzione di una prova di creep.

Il meccanismo alla base dello scorrimento viscoso è una sorta di competizione tra l'incrudimento e i fenomeni di recupero di resistenza strutturale del materiale, che regolano il moto delle dislocazioni. Nel primo stadio prevale l'incrudimento e quindi la velocità di deformazione diminuisce nel tempo; nel secondo stadio i due processi si bilanciano e la deformazione prosegue in quanto il rilassamento strutturale riduce il tasso di incrudimento. Infine nel terzo stadio avviene la rottura del materiale.

La sperimentazione diretta, specie per le durate più lunghe, non è proponibile. Infatti, hanno interesse applicativo durate degli elementi meccanici che vanno da  $10^4$  fino a  $10^6$  ore e oltre (più di 11 anni!).

È necessario quindi, per fornire dati utili alla progettazione, eseguire sperimentazione accelerate e definire un criterio di equivalenza che consenta, sulla base di dati sperimentali riguardanti alcune terne di valori di sforzo, temperatura e tempo, di valutare tutte le terne possibili per un dato materiale. Pertanto, l'equivalenza sperimentale oltre a fornire relazioni utili nella fase di caratterizzazione dei materiali, può essere utilizzata a fini progettuali.

Tra parametri di tipo empirico utilizzati per valutare la pericolosità di una certa situazione sperimentale rispetto allo scorrimento viscoso, due sono quelli più estesamente validati e, di conseguenza, utilizzati: quello di Larson-Miller e quello di Manson-Haferd.

Inoltre, poiché in molte condizioni operative non è la rottura quella che può essere definita come crisi del materiale, ma esistono una serie molto nutrita di organi meccanici per i quali la costanza delle dimensioni è un requisito fondamentale per la corretta funzionalità, in tutti questi casi rimane aperta la questione relativa alla definizione del criterio di fine vita del componente. A titolo di esempio, si può citare il caso delle palette delle turbine che, per migliorare l'efficienza della macchina, ruotano con un gioco assai ristretto rispetto allo statore. Queste ultime sono sottoposte,



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



ad elevata temperatura e a notevoli carichi centrifughi e pertanto sono soggette a scorrimento viscoso. É chiaro che devono essere sostituite non tanto perché prossime alla rottura, per scorrimento plastico accumulato quanto, piuttosto, perché quest'ultimo può variare, in modo non accettabile, l'altezza della paletta e provocare, quindi, interferenza con la carcassa di contenimento.

Inoltre, importante è definire un opportuno criterio per la sovrapposizione degli effetti. A tal proposito, ci si potrebbe riferire a una metodologia mutuata dalla fatica dei materiali metallici, e basata sull'ipotesi di Miner, secondo cui la condizione limite è raggiunta, nel caso in cui lo stesso elemento sia sottoposto a più condizioni di scorrimento viscoso, quando la somma dei danneggiamenti (ottenuti come rapporto tra il tempo di effettiva esposizione dell'elemento alle condizioni i-esime e il tempo necessario a raggiungere la condizione limite sotto l'azione della sola condizione i-esima) è unitaria.

Infine, è anche di cruciale importanza capire e studiare la metodologia più adatta caso per caso, relativamente a come sovrapporre gli effetti dello scorrimento viscoso con il danneggiamento per fatica, che si verifica quando ad una sollecitazione media si sovrappone un'oscillazione, mentre l'elemento è mantenuto a temperatura elevata.

## 2.2 Materiali per alte temperature

I velivoli ipersonici possono incontrare differenti condizioni di temperatura a seconda delle tipologia di velivolo e delle missioni d'impiego (trasporto punto-punto, voli suborbitali, rientri orbitali etc.). Per questo motivo differenti materiali vengono utilizzati per differenti applicazioni dato che sono strettamente correlati alle tipologie di parete del veicolo stesso e quindi alle prestazioni richieste in termini di temperatura massima di utilizzo.

Nel seguito i materiali per applicazioni ad alta temperatura sono stati suddivisi in tre categorie:

- Materiali per temperature inferiori a 900 °C
- Materiali per temperature comprese fra 900 e 1600 °C
- Materiali per temperature superiori a 1600 °C

Particolare attenzione è stata rivolta a materiali compositi.

#### 2.2.1 Temperature $< 900 \text{ C}^{\circ}$

L'uso ad elevate temperature dei compositi a matrice polimerica è fondamentalmente limitato dal comportamento della matrice, che è soggetta a variazioni delle proprietà meccaniche, a partire da temperature relativamente limitate. Il ruolo svolto dalla matrice è primario per quanto riguarda il trasferimento e distribuzione dei carichi alle fibre, nel mantenimento della forma e nel determinare proprietà quali rigidezza e resistenza a taglio, resistenza a compressione, resistenza e tenacità degli strati inter laminari.

Dal punto di vista delle prestazioni in temperatura, è importante la distinzione fra polimeri termoindurenti e polimeri termoplastici. I polimeri termoindurenti sono costituiti da una densa e irregolare rete di legami covalenti reticolati. Il processo di reticolazione è irreversibile e comporta



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



una limitata possibilità di movimento delle catene polimeriche. Le proprietà meccaniche, quali ad esempio la rigidezza, si riducono drasticamente in corrispondenza della temperatura di transizione vetrosa (Tg), a causa della riduzione delle forze intermolecolari e del moto delle catene polimeriche. I polimeri termoplastici sono polimeri non reticolati caratterizzati da un elevata deformabilità in campo plastico. La distinzione fra polimeri termoplastici amorfi, semicristallini e cristallini è particolarmente significativa relativamente al loro comportamento termo-elastico. Infatti, nei termoplastici amorfi si verifica una netta perdita di rigidezza in corrispondenza della temperatura di transizione vetrosa, mentre nei semi-cristallini e nei cristallini il polimero mantiene proprietà non disprezzabili al di là di tale temperatura, fino alla temperatura di fusione.

La Tg fornisce un'indicazione legata a fenomeni chimico-fisici nel materiale, ma dal punto di vista ingegneristico, e focalizzandosi sulle proprietà meccaniche, esistono alcuni test che consentono di quantificare più precisamente la prestazione dei polimeri ad alte temperature. Un esempio è costituito dalla misura della temperatura di rammollimento che avviene premendo, sotto l'azione di un carico predeterminato, un ago a punta piatta con sezione di 1 mm<sup>2</sup>, e su un successivo graduale incremento di temperatura (Vicat Softening Temperature: VST). La VST viene identificata nel momento in cui la penetrazione dell'ago supera il millimetro. Un ulteriore misura di riferimento è la temperatura di deflessione (Heat Deflection Temperature: HDT), determinata dal raggiungimento di un livello di deflessione predefinito durante una prova di flessione a tre punti, eseguita con carico costante, a temperatura crescente.

Test di questo tipo, tuttavia, indicano solo la resistenza dei polimeri a transitori termici di corto periodo. Ancora più significativa, per la maggior parte delle potenziali applicazioni ingegneristiche, è la resistenza di lungo periodo all'esposizione ad alte temperature. Tale proprietà è molto più difficile da valutare, anche a causa di diversi tipi di meccanismi di degradazione che possono essere attivati e che sono influenzati da altre condizioni ambientali e dall'invecchiamento. Una importante norma di riferimento è lo Standard UL 746B (Polymeric Materials, Long-Term Property Evaluation), che definisce un indice (Relative Temperature Index: RTI) basato sulla massima temperatura cui il polimero può essere sottoposto per 100000 ore, mantenendo metà del valore originale della specifica proprietà oggetto di misura. Gli indici dipendono dalle proprietà, che decadono in modo diverso con la temperatura e anche dallo spessore dei campioni utilizzati. Le temperature indicate dagli indici RTI sono spesso considerate le massime temperature utili di servizio per i materiali polimerici, e consentono di stabilire limiti di temperatura al di sotto dei quali questi possono svolgere un ruolo strutturale senza degradazioni inaccettabili.

Le resine epossidiche, tradizionalmente utilizzate nei compositi in ambito aerospaziale a matrice termoindurente, hanno temperature di transizione vetrosa che sono in genere inferiori ai 200 °C. L'utilizzo oltre queste temperature non può quindi essere previsto. Alcuni polimeri termoindurenti, tuttavia, evidenziano caratteristiche più adatte all'impiego a temperature elevate e possono essere utilizzati come matrici nei materiali compositi ad elevata efficienza strutturale. Fra questi tipi di resine termoindurenti sono da evidenziare le resine bismaleimidiche e le resine cianato-estere (policianurati).



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Le resine bismaleimidiche sono resine poliammidiche termoindurenti con temperature di esercizio particolarmente elevate. Presentano buona stabilità termica con temperature di transizione vetrosa anche superiori ai 300 °C. L'assorbimento di umidità è anch'esso limitato rispetto alle tradizionali resine epossidiche. Lo svantaggio principale di tali resine è dato dalla fragilità, con tenacità a frattura dell'ordine dei 50 Jm<sup>-2</sup>, moduli di rigidezza abbastanza elevati (circa 4.2 GPa) e bassa resistenza. Per tale motivo, tali resine sono spesso tenacizzate con additivi quali particelle termoplastiche, che consentono di soddisfare le severe richieste di tolleranza al danneggiamento tipiche delle applicazioni aerospaziali. Componenti strutturali in composito realizzati con questo tipo di resine sono stati qualificati per temperature di esercizio di 180 °C in campo aeronautico.

Le resine cianato-estere sono caratterizzate da elevati valori di Tg, fra i 250 °C ed i 350 °C. Presentano anch'esse problemi dovuti alla ridotta tenacità, ma possono essere tenacizzate con additivi termoplastici o particelle elastomeriche. Possiedono scarsa tendenza all'assorbimento di umidità e possono co-reagire con sistemi epossidici, in modo da formare un'ampia gamma di prodotti con caratteristiche adatte a soddisfare specifici requisiti.

Per la loro specifica struttura le matrici termoplastiche presentano tenacità e prestazioni ad alta temperatura tipicamente superiori alle resine termoindurenti, anche in presenza di temperature di transizione vetrosa comparabili. Vanno sempre considerate, tuttavia, le maggiori complicazioni tecnologiche relative alla loro formatura. I compositi a matrice termoplastica, infatti, vanno preparati a temperature attorno ai 350 °C ed a pressioni particolarmente elevate, per ovviare all'eccessiva viscosità della resina a temperature più basse. Ciò comporta l'utilizzo di impianti dedicati e di materiali di consumo per la produzione con prestazioni in temperatura notevolmente superiori a quelli per la produzione dei compositi a matrice termoindurente.

Fra i polimeri termoplastici più interessanti per l'impiego ad elevate temperature si segnalano le poliammidi quali il PEI (polyetherimide) e il PAI (polyamide-imide), che sono processabili per fusione a temperature fra i 340°C e i 425 °C, con temperature di transizione vetrosa attorno ai 220 °C. L'indice RTI del PEI supera i 180 °C per le principali proprietà meccaniche in formulazioni rinforzate con inclusioni in vetro. Il PAI presenta RTI fino a 260 °C. Entrambi i materiali possiedono resistenza all'usura e all'aggressione chimica.

Il PPS (Polyphenilene sulfide) è un polimero termoplastico per temperature relativamente elevate. Sebbene questi polimeri abbiano Tg non elevatissime (inferiori a 150 °C) mantengono buone caratteristiche di resistenza e rigidezza fino a 260 °C, con proprietà a lungo termine accettabili fino a 230 °C.

Fra i polimeri termoplastici più usati sono infine da segnalare i poliarileterchetoni (PAEK), che rappresentano una classe di materiali polimerici con elevate caratteristiche meccaniche e significative prestazioni ad elevate temperature, grazie all'elevate temperature di fusione (fino a 400 °C) e dalla notevole tenacità, che è mantenuta anche a temperature particolarmente elevate. Il polimero più usato per la produzione di materiali compositi è il PEEK (Polyetheretherketone).



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



#### <u>Riferimenti</u>

- [1] Mangalgiri, P.D., Polymer-matrix composites for High-temperature Applications, Defence Science Journal, Vol. 55, No 2, pp. 175-193, 2005.
- [2] Gillham K.G:, Formation and Properties of Thermosetting and High Tg Polymeric Materials, Polymer Engineering and Science, Vol. 26, No. 20, pp. 1429-1433, 1986.

### 2.2.2 Temperature tra 900 -1600 C°

#### 2.2.2.1 Carbon-Carbon

I materiali Carbon-Carbon (CC) rappresentano una generica classe di materiali compositi, costituiti da un rinforzo in fibre di carbonio ed una matrice grafitica. Come per i più comuni compositi a matrice polimerica, le caratteristiche di rigidezza e resistenza possono essere opportunamente progettate in funzione dell'applicazione e delle condizioni di lavoro in cui verrà utilizzato il materiale. Il principale vantaggio dei compositi con rinforzo e matrice in carbonio, rispetto ai compositi a matrice polimerica, è rappresentato dalla capacità di resistere a temperature fino ad oltre 2500 °C, proprietà che li rende appetibili per molte applicazioni aerospaziali. In aggiunta a ciò, i CC presentano elevata stabilità dimensionale ad alte temperature, basso coefficiente di dilatazione termica e proprietà tribologiche importanti. I materiali CC vennero sviluppati a partire dal 1958 attraverso il programma inerente allo spazio-plano *DynaSoar* della U.S. Air Force ed il progetto *Apollo* della NASA, all'interno dei quali vennero utilizzati per la realizzazione di sistemi di protezione termica, in quanto in grado di garantire elevate proprietà di rigidezza e resistenza ad elevate temperature, elevata resistenza ad ossidazione e minimizzazione degli stress termici indotti, mediante bassi coefficienti di espansione termica.

#### 2.2.2.1.1 Note sui processi tecnologici

I compositi CC possono essere prodotti mediante due principali tecniche differenti: infiltrazione in fase liquida seguita da pirolisi (PIP) ed infiltrazione chimica da vapore (CVI).

Il punto di partenza è la cosiddetta preforma, costituita da feltri o tessuti in fibra, che definisce l'architettura del rinforzo nel materiale Tipicamente si possono usare architetture 1-D, con rinforzo unidirezionale in una sola direzione, oppure 2-D, con rinforzo bi-direzionale ottenuto usando e sovrapponendo tessuti di diverso tipo. Come per i compositi a matrice polimerica, questo tipo di architetture non permette di ottenere proprietà significative al di fuori del piano delle fibre. Per tale motivo, si sono sviluppate tecnologie per ottenere rinforzi con architettura 3-D, aventi fibre allineate nelle tre direzioni ortogonali. Esistono inoltre tecnologie per creare preforme con un numero più elevato di direzioni preferenziali di rinforzo (preforme 4-D e di ordine superiore). Alternativamente si ricorre a tecniche di cucitura o agugliatura, che sono in grado di ottenere in modo relativamente semplice architetture quasi 3-D, a partire da laminazioni di tessuti con rinforzo bi-direzionale.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Il passaggio dalla preforma al composito carbon-carbon comporta la creazione della matrice grafitica. Nel processo di Liquid Phase Infiltration vengono utilizzati precursori di natura polimerica come resine termoindurenti o pece. L'impregnazione della preforma mediante resina termoindurente porta alla formazione di un composito ottenuto dalla reticolazione della resina stessa a temperature comprese tra 200 °Ce 250 °C; il prodotto ottenuto viene sottoposto a pirolisi e carbonizzazione in ambiente inerte ad una temperatura di circa 1000 °C, così da indurre la trasformazione del polimero in una matrice di carbonio amorfo con rese variabili dal 45% all'80%: la contrazione della matrice durante la carbonizzazione genera un materiale che presenta notevole porosità, rendendo necessari diversi cicli di infiltrazione e carbonizzazione per ottenere un composito denso. Per evitare rotture e micro cricche, il processo dovrebbe essere condotto lentamente, in modo da consentire l'evoluzione dei gas di reazione. Un eventuale successivo trattamento di grafitizzazione, eseguito a temperature superiori a 2500 °C, consente la trasformazione della matrice in carbonio cristallino. L'utilizzo di pece come precursore conduce ad una fase di impregnazione simile alla precedente. Tuttavia tale precursore possiede proprietà liquido-cristalline tali da garantire una struttura allo stato solido parzialmente orientata che, grazie all'applicazione di alte pressioni durante il processo di produzione (fino a 1000 bar), favoriscono la grafitizzazione e la densificazione della matrice, riducendo il numero di cicli necessari.

I processi di *Chemical Vapour Infiltration* implicano la decomposizione termica d'idrocarburi, che si decompongono in carbonio che si deposita attorno alle fibre della preforma, liberando atomi di idrogeno: la struttura prodotta, amorfa o cristallina fine, dipende dalle condizioni di temperatura e pressioni a cui viene condotto il processo e dalle caratteristiche di rugosità e porosità del substrato che promuove la nucleazione della struttura grafitica.

La temperatura di processo e la concentrazione del gas influenzano notevolmente tutte le proprietà del composito, a partire da microstruttura della matrice, livelli di porosità, moduli elastici e resistenza.

I processi di CVI per la produzione di materiali carbon-carbon si possono suddividere in tre categorie:

- isothermal CVI, in cui l'infiltrazione di gas avviene a temperatura costante e bassa pressione
- thermal-Gradient CVI, in cui il substrato è a temperatura inferiore rispetto al cuore del componente e la deposizione avviene a partire dal centro, evitando cosi la formazione di croste superficiali
- differential Pressure CVI, in cui il gas viene infiltrano mediante l'applicazione di un gradiente di pressione

L'ottenimento di adeguati livelli di densificazione comporta tempi molto elevati per la produzione dei compositi carbon-carbon (nell'ordine di centinaia di ore). In alternativa, esistono processi di densificazione rapida (*rapid CVI*) che possono ridurre di un ordine di grandezza i tempi di produzione, ma per i quali si devono accettare notevoli livelli di porosità nel materiale finale (fino al 15%).



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



#### 2.2.2.1.2 Proprietà dei compositi Carbon-carbon

I compositi carbon-carbon possono essere prodotti in una notevole varietà di forme con proprietà significativamente diverse. Le proprietà termiche e meccaniche dei compositi carbon-carbon dipendono infatti grandemente sia dall'architettura delle fibre di rinforzo che dal processo produttivo, che determina, fra l'altro, i livelli di densificazione della matrice.

La scelta di una specifica architettura di rinforzo comporta tipicamente un compromesso fra le massime proprietà ottenibili in direzioni preferenziali e dipende anche da considerazioni tecnologiche. Le resistenze a trazione nella direzione delle fibre, ad esempio, possono superare i 700 MPa nel caso di rinforzi unidirezionali, ma tali valori si riducono alla metà e ad un quarto nel caso di rinforzi 2-D e 3-D, rispettivamente. Tuttavia, nelle direzioni prive di fibre di rinforzo, il problema fondamentale è costituito dalle scarse proprietà offerte dalla matrice in carbonio, che tipicamente non permettono di ottenere valori superiori ai 20 MPa ÷ 30 MPa per la resistenza a trazione nelle direzioni perpendicolari ai piani di rinforzo. Considerata la possibilità di ottenere direzioni multiple di rinforzo nel piano attraverso la laminazione di più strati, la problematica fondamentale rimane quella di ottenere adeguata resistenza e tenacità nei fenomeni di delaminazione fra gli strati sovrapposti. Va considerato, inoltre, che le preforme con rinforzo 3-D o superiore possono esplicare le loro proprietà solo nel caso di spessori sufficientemente elevati e che, inoltre, sono più facilmente densificabili, nel caso di elementi spessi, rispetto alle pre-forme con architetture 2D. Pertanto, elementi spessi e con problematiche significative di delaminazione richiedono tipicamente l'uso di pre-forme 3-D o 4-D, mentre le preforme di tipo 1-D e 2-D sono maggiormente utilizzate per componenti di minore spessore. A livello intermedio vi sono le preforme 2-D agugliate, che sono ottenute interponendo preforme con rinforzo 2D a strati di feltro con rinforzo in fibra corta. La preforma è quindi agugliata da un sistema di aghi con particolare conformazione, che orientano il rinforzo in fibra corta dei feltri in una direzione preferenziale, che risulta perpendicolare al piano dei tessuti.

L'influenza del processo è significativa, anche per le proprietà nella direzione delle fibre di rinforzo. La temperatura del processo, l'applicazione dei trattamenti di grafitizzazione e il livello di densificazione raggiunto dalla matrice determinano infatti notevoli variazioni di resistenza rispetto ai valori indicativi forniti in precedenza. Per le proprietà nella direzione della matrice, il fenomeno è ancora più marcato: componenti prodotti con processi di densificazione rapida con porosità residue superiori del 10%, possono presentare sforzi a rottura in direzione trasversale alle fibre minori di 5 MPa.

#### 2.2.2.1.3 Aspetti generali e problematiche delle applicazioni dei compositi carbon-carbon

Adottando una opportuna architettura di rinforzo e i compromessi ottimali fra costi e tempi di produzione e proprietà meccaniche è possibile comunque ottenere materiali estremamente leggeri, con alta resistenza alla temperatura, unite e buone proprietà di rigidezza e resistenza ed una significativa tenacità e resistenza agli shock termici.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Da questo punto di vista i materiali carbon-carbon possono essere considerati come un'evoluzione della grafite, che pur presentando capacità analoghe di resistenza alla temperatura, presenta caratteristiche meccaniche significativamente inferiori. I compositi carbon/carbon hanno quindi sostituito i materiali grafitici che sono risultati criticamente soggetti a fratture dovute a carichi termomeccanici in applicazioni quali le gole dei propulsori spaziali e i sistemi di protezione termica applicati a ogive di missili e capsule di rientro.

Da un altro punto di vista, i materiali carbon-carbon possono essere considerati come un alternativa o un complemento ai materiali ablativi basati su matrici polimeriche, utilizzati per proteggere le parti più esposte alla temperatura in scudi di protezione termica di parti aerodinamiche o di componenti dei propulsori in ambito spaziale, come negli ugelli. Sulla base di tali considerazioni i materiali carbon/carbon possono essere considerati adatti a realizzare parti sottoposte ad elevate temperature (fino a 3000 °C), fornendo caratteristiche meccaniche tali in grado di fornire un supporto strutturale, di mantenere la forma aerodinamica delle superfici e di resistere a shock termo-meccanici, garantendo l'integrità della protezione.

Le interessanti proprietà meccaniche dei compositi carbon/carbon, tuttavia, ne rendono interessante l'uso per componenti più specificamente strutturali, in strutture che debbano lavorare a temperature particolarmente elevate. Questo tipo di impiego, tuttavia, rende necessario considerare le problematiche relative all'ossidazione del carbonio, particolarmente significativa sopra i 500 °C. La strategia più comune prevede l'adozione di un rivestimento che sia impermeabile all'ossigeno. La compatibilità termo-meccanica fra il rivestimento e la struttura in carbon-carbon è particolarmente critica, considerato che le sollecitazioni possono portare al distacco dello strato protettivo. La presenza di micro-cricche è spesso inevitabile e nasce fin dal processo produttivo. Per questi motivi, spesso, la soluzione usata è un rivestimento multi-strato, con capacità intrinseche auto-riparanti. Le barriere più comunemente utilizzate sono strati di SiC e di Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>, entrambi in grado di formare uno strato protettivo di ossido di silicio SiO<sub>2</sub> in ambiente ossidante.

Un aspetto interessante dei materiali carbon-carbon è il comportamento a frattura, che è spesso caratterizzato da un comportamento pseudo-plastico, fornito dal contributo delle fibre, che comportano arresti e deviazioni nella propagazione delle cricche e fenomeni di *fibre bridging*, ma anche da particolari strutture nella matrice e da fenomeni di attrito interno nel materiale, Tale caratteristica porta a risposte non-lineari con propagazione progressiva dei danneggiamenti e contribuisce a fornire interessanti proprietà di tolleranza al danno nei compositi carbon-carbon. Per l'applicazione dei compositi carbon-carbon in strutture riutilizzabili con adeguate caratteristiche di durabilità, la propagazione del danneggiamento in presenza di sollecitazioni termo-meccaniche a carattere transitorio o ciclico e la valutazione della resistenza residua di elementi strutturali danneggiati rivestono notevole interesse.

#### 2.2.2.1.4 Applicazioni nelle fasce frenanti in campo aerospaziale e automobilistico

A seconda degli autori, una percentuale compresa fra il 60% ed il 90% del volume di carbon-carbon prodotto nel mondo è utilizzato in sistemi frenanti aeronautici. I dischi freno in CC sono stati originariamente sviluppati dalla *SuperTemp Division* della *B.F. Goodrich Inc.* e nel 1973 vennero



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



per la prima volta testati su un VC10 per poi diventare uno standard, negli anni successivi, per l'impianto frenante del Concorde SST. Nel 1976 questo materiale fa il debutto in Formula 1 ottenendo un grande successo ed estendendo successivamente il suo utilizzo a tutte le principali competizioni motoristiche.

I freni aeronautici sono costituiti da due pacchetti di dischi che svolgono funzioni differenti: il rotore è rappresentato dall'insieme di dischi che vengono fatti ruotare assieme alla ruota, mentre lo statore è composto da dischi alternati a quelli del rotore, la cui rotazione è vincolata e il cui scopo è fare da supporto per le pastiglie di attrito, disposte su tutta la circonferenza. Statore e rotore sono pressati fra di loro mediante l'azione di pistoncini idraulici. L'attrito sviluppa calore che penetra nel disco e porta a temperature distribuite attorno ai 500 °C, con picchi fino a 2000 °C. Sebbene i freni operino a contatto con l'aria, l'ossidazione del materiale carbon-carbon è mitigata da due fattori: il fatto che le superfici ad alte temperature sono in effetti a contatto fra di loro e la possibilità di riparare con strati antiossidanti le superfici direttamente esposte all'aria. Nonostante ciò, l'usura dei dischi freno è in parte attribuita all'ossidazione. Va comunque ricordato che la durata dei dischi in carbon/carbon è comunque quasi doppia rispetto a quella dei dischi in acciaio.



Figura 2.2 - Dischi freno in C-C di un Airbus A350

É opinabile definire l'applicazione dei dischi freno aeronautici come strutturale o non strutturale, considerato che le proprietà fondamentalmente sfruttate sono, in questo caso, le caratteristiche di attrito, l'integrità alle alte temperature ed i limitati coefficienti di dilatazione termica. I carichi meccanici, tipicamente di compressione o di taglio interlaminare, sono comunque relativamente limitati, rispetto ai valori critici.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Viceversa, l'applicazione ai dischi freno in campo automobilistico ha le caratteristiche di un'applicazione strutturale caratterizzata da sollecitazioni meccaniche particolarmente severe. Infatti, in un disco freno automobilistico, l'azione frenante è esercitata da una pinza che preme le pastiglie contro una porzione della fascia frenante del disco: questa configurazione genera una flessione e torsione del disco, che comportano la nascita di notevoli sollecitazioni a livello globale e locale.

Inoltre, la necessità di raffreddare il disco per limitare l'aumento di temperature in frenate successive, comporta la realizzazione di fori di ventilazione che riducono notevolmente l'area resistente del disco e che producono effetti di intaglio significativi sulle componenti nel piano e fuori dal piano dei dischi, con conseguenze che possono risultare catastrofiche per l'integrità strutturale. L'esperienza nella progettazione meccanica di tali componenti può pertanto risultate di particolare interesse per le applicazioni strutturali dei materiali carbon-carbon.

#### 2.2.2.1.5 <u>Applicazioni nei sistemi di protezione termica</u>

I compositi carbon-carbon sono stati usati in modo diffuso in sistemi di protezione termica passivi, non raffreddati da fluidi refrigeranti o altri tipi di raffreddamento attivo. La riusabilità può essere un requisito di tali sistemi, sebbene comporti generalmente la necessità di una protezione dall'ossidazione. Come scudi di protezione di parti strutturali che non debbono superare determinate temperature, i compositi carbon-carbon si pongono come alternativa ai compositi a matrice termoindurente, come le matrici fenoliche, che fungono da materiali ablativi, assorbendo calore attraverso i processi di decomposizione dei polimeri. In tali soluzioni, il sistema di protezione termica ha funzioni strutturali necessariamente limitate. Le protezioni fornite da strati di materiali carbon-carbon, invece, mantengono le loro caratteristiche strutturali ad altissime temperature, sebbene anch'esse siano soggette ad un consumo progressivo dovuto all'ossidazione e all'erosione dovuta all'interazione con il fluido e alla possibile sublimazione del carbonio, che si attiva a circa 3000 °C. Tuttavia, la velocità di erosione del sistema di protezione termica in carbon-carbon è notevolmente inferiore a quella di sistemi basati su compositi a matrice polimerica.

Per questi motivi i sistemi di protezione termica in carbon-carbon mantengono le forme aerodinamiche ottimali molto più a lungo. Va precisato, comunque, che tali sistemi raggiungono temperature elevatissime, che vengono trasmesse alla struttura sottostante. Per tale motivo, quindi, la protezione deve prevedere anche uno strato refrattario isolante.

Tipiche applicazioni sono costituite dalle ogive dei missili balistici, che devono sopportare temperature molto elevate nelle fasi di rientro. Viste le specifiche caratteristiche, i materiali carboncarbon sono la scelta privilegiata per proteggere i bordi d'attacco e le parti più esposte alle sollecitazioni termiche nei veicoli spaziali riutilizzabili, come nel caso dei bordi d'attacco e nell'ogiva dello Space Shuttle. In entrambi i casi lo strato di carbon-carbon è isolato dalla struttura sottostante da strati di isolamento in materiale ceramico.

#### <u>Riferimenti</u>



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



- [1] Lackey, W.J., Carbon-Carbon composites, in Encyclopedia of Materials: Science and Technology, Elsevier Science LTd. , 2001
- [2] Jortner Julius, Application of Carbon-carbon composites, in Comprehensive Composite Materials, Kelly, A. and Zweben, C. Editors, Elsevier Ltd, 2000,
- [3] Ermel R., Beck T. Vöhringer O., Mechanical properties and microstructure of carbon fibre reinforced carbon materials produced by chemical vapour infiltration, Material Science and Engineering A 387.389, 845-851, 2004
- [4] Xu, Y., Shang P., Lu H., Zhang W., Hierarchically modelling the elastic properties of 2D needled carbon/carbon composites, Composite Structures, Vol. 133, pp. 148-156, 2015
- [5] Yoo J.S., Oh S.H., Kim C.G. Hong C. S., Kim K.S., Static Characterization of Carbon-Carbon brake disk, *Journal of Composite Materials* 2002 36: 2135
- [6] Lacoste M., Lacombe A., Joyez P., Ellis R.A., Lee J.C., Payne F.M., Carbon/Carbon extendible nozzles, Acta Astronautica Vol. 50, No. 6, pp. 357-367, 2002

#### 2.2.2.2 Compositi a matrice ceramica C/SiC

I compositi a matrice ceramica Carbonio/Carburo di Silicio rappresentano, unitamente ai compositi Carbon/Carbon, la tipologia di materiale più promettente per lo sviluppo di strutture calde e di sistemi di protezione termica riutilizzabili in grado di sopportare temperature fino, ed anche oltre, i 1600 °C.

Durante gli ultimi 20 anni, i compositi basati sul carburo di silicio sono stati intensamente studiati per applicazioni di questo tipo in numerosi progetti (fra i quali NASA X-38, Shuttle Europeo Hermes) ed il loro livello di maturità tecnologica può essere considerato abbastanza avanzato.

Questi compositi sono prodotti per infiltrazione di pre-forme che contengono fibre di rinforzo disposte in varie architetture (1-D, 2-D, 3-D e anche fibre corte) all'interno di una matrice che è costituita da precursori della matrice di carburo di silicio. L'infiltrazione può avvenire secondo diverse tecnologie, fra i quali l'impregnazione del polimero seguita da pirolisi (Polymer Impregnation and Infiltration, PIP), la deposizione di vapori chimici (Chemical Vapor Infiltration, CVI, precedentemente descritta nella parte dedicata ai compositi C/C) e l'infiltrazione di silicio liquido (Liquid Silicon Infiltration). Il tipico prodotto finale del processo è una matrice ceramica in carburo di silicio rinforzata da fibre di carbonio che presenta una tenacità notevolmente superiore rispetto ai materiali ceramici tradizionali e ha il potenziale di essere utilizzato come materiale strutturale fino a 1500 °C. Presenti e potenziali applicazioni comprendono, oltre alle applicazioni spaziali, dischi freno per automobili ad elevate prestazioni, turbine per impianti di generazione di potenza, scambiatori di calore, fornaci per trattamenti termici e componenti di reattori nucleari.

Il processo LSI, risulta essere particolarmente efficiente dal punto di vista economico ed è attualmente utilizzato per produrre dischi freno carbo-ceramici, che sono disponibili su vetture commerciali ad alte prestazioni. Nella versione originale del processo, messa a punto intorno agli anni 90, i precursori utilizzati sono direttamente compositi a matrice polimerica, con il rinforzo in fibra disposto secondo l'architettura desiderata. Tali compositi sono pirolizzati in atmosfera inerte  $(N_2)$  a temperature fra 9000 °C e 1650 °C per convertire la matrice polimerica in carbonio amorfo.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Il processo sviluppa nella matrice un denso sistema di micro cricche che viene infiltrato da silicio liquido a temperature che devono essere almeno superiori a quella di fusione del silicio (1415 °C) e che, tipicamente, sono dell'ordine di 1600 °C. L'infiltrazione avviene prevalentemente per capillarità, sotto l'azione di pressione o in condizioni di vuoto, a seconda delle varianti del processo. Fra i parametri critici da considerare vi sono la bassa viscosità del fuso, l'elevata reattività chimica, che può alterare le proprietà delle fibre di rinforzo, e la variazione di densità del silicio durante la transizione di fase.

Le proprietà termomeccaniche del materiale variano notevolmente con l'architettura dei sistemi di rinforzo. Il materiale utilizzato per la produzione di dischi freno, che utilizza rinforzi in fibra corta, fornisce valori che possono essere considerati dei limiti inferiori per quanto riguarda la resistenza e la rigidezza. A seconda dei produttori, i dati disponibili indicano una densità fra i 2.0 g/cm<sup>3</sup> ed i 2.25 g/cm<sup>3</sup>, una resistenza flessionale fra i 65 MPa e i 350 MPa, ed un modulo di Young fra i 25 GPa ed i 70 GPa. Questi valori possono essere notevolmente aumentati nella direzione delle fibre di rinforzo nel caso di utilizzo di rinforzi a fibra lunga. Le proprietà di tali materiali possono essere predette mediante l'applicazione di tecniche numeriche multi-scala che, sebbene numericamente onerose, possono fornire accettabili predizioni di rigidezze e resistenza per diverse combinazioni di carico termo-meccanico.

Il prodotto finale è tuttavia caratterizzato da una non trascurabile porosità residua (che in alcuni casi puo' arrivare al 5%) che riduce le proprietà meccaniche e rende il materiale sensibile all'ossidazione. Tale aspetto è comune a tutti i tipi di processo utilizzabili per la realizzazione di questo tipo di compositi a matrice ceramica e rappresenta la principale difficoltà da affrontare per l'applicazione di tali materiali e strutture e sistemi di protezione termica in ambito spaziale. In una delle soluzioni tipicamente utilizzate per , il materiale può essere protetto contro l'ossidazione da un rivestimento esterno multi-strato in carburo di silicio, realizzato mediante un proceso CVD.

In assenza dello strato di protezione esterna il materiale C/SiC inizia a presentare perdite di massa che, in condizioni assimilabili a quelle del rientro di una capsula spaziale, salgono esponenzialmente con la temperatura a partire da ratei di 1 kg/m<sup>2</sup>/h, a 1000 °C, fino a 100 kg/m<sup>2</sup>/h a 2200 °C. Nell'intervallo di temperature fa i 1000°C ed i 1600 °C, tali valori sono comunque tipicamente inferiori a quelli dei compositi Carbon/Carbon. L'utilizzo dello strato protettivo in SiC riduce tali perdite e rende possibile lo sviluppo di sistemi parzialmente o completamente riutilizzabili fino a temperature molto elevate, ma che è comunque soggetto a problematiche dovute allo sviluppo di micro cricche che ne compromettono la funzionalità, sebbene sia possibile evidenziare che l'eventuale cedimento strutturale dovuto alla degradazione del rivestimento sia caratterizzato da una evoluzione progressiva, con caratteristiche di tolleranza al danno.

In alternativa alla deposizione dello strato superficiale di SiC è stato proposto l'utilizzo di laminati multi-strato, ottenuti per deposizione di strati successivi e sinterizzazione in atmosfera inerte ad elevata temperatura e bassa pressione. Il materiale ottenuto è stato sottoposto a test equivalenti a 100 cicli di rientro di una capsula spaziale, mantenendo più del 90% della resistenza a flessione originale.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



#### **Riferimenti**

- Krenkel W, Berndt F C/C-SiC composites for space applications and advanced friction systems. Mat SciEng A412:177-181, 2005
- [2] Hald H., Operational limits for reusable space transportation systems due to physical boundaries of C/SiC materials, Aerospace Science and Technologies, pp. 551-559, 2003
- [3] Baldini C., Liedtke V., Euchbergher G., Celasco E. Biamino S., Marchisio S., Pavese M., Fino P., Self passivating behaviour of multilayer SiC under simulated atmospheric re-entry conditions, Journal of the European Ceramic Society, 32, 4435-4445, 2012
- [4] Airoldi A., Di Landro L., Sirna M., Iavarone P., Sala G. Development of a Numerical Mesoscale Material Model for Short Fibre-Reinforced Ceramics Matrix Composites, Journal of Materials Science, Vol. 48, N. 4, , p. 1646-1659, 2013

#### 2.2.3 Temperature > 1600 C° e sistemi di protezione termica

# 2.2.3.1 Sistemi di protezione termica per temperature elevate e rilevanza nell'ambito dei velivoli ipersonici

Per sistemi di protezione termica (Thermal Protection System, TPS) possono intendersi, in generale, tutti i sistemi di controllo termico che assolvono in una struttura aerospaziale funzioni quali dissipare il calore accumulato per diversi meccanismi di scambio termico, proteggere la struttura interna e mantenere i materiali entro limiti ammissibili, mantenere la temperatura dell'ambiente entro limiti ammissibili per l'equipaggio. Tali funzioni devono essere svolte garantendo l'integrità del sistema di protezione in presenza di erosione, attacchi chimici e ambientali e sollecitazioni meccaniche vibrazionali. I TPS rappresentano una tecnologia relativamente matura, essendo stati intensamente studiati e collaudati su lanciatori, capsule e sistemi di rientro in atmosfera dagli anni 60. In tali condizioni, le temperature raggiunte nelle fasi di ascesa e rientro dei veicoli, possono raggiungere e superare notevolmente i 1500 °C.

La funzione di protezione della struttura interna sottolinea che i sistemi di protezione termica si differenziano in modo fondamentale dalle "hot structures" dove le componenti con funzioni strutturali primarie sono pensate per poter resistere ad elevate temperature, assolvendo anche le funzioni di protezione termica.

La filosofia di progettazione basata su una struttura primaria protetta e isolata dalle sollecitazioni termiche è stata adottata, con successo, nel passato su veicoli spaziali, per dissipare il calore generato dalla resistenza aerodinamica al rientro, funzionale alla dissipazione dell'eccesso di energia cinetica che deve essere ridotta di fattori dell'ordine di 10<sup>3</sup> rispetto a quella iniziale.

Ad esempio lo Space Shuttle utilizzava una convenzionale struttura in alluminio, con requisiti di mantenimento al di sotto di circa 180°C, per motivi di riutilizzo. Tale obiettivo è stato raggiunto mediante una serie di sistemi di protezione termica, quali piastrelle ceramiche riutilizzabili sulla superficie inferiore, coperte flessibili isolanti su quella superiore e rivestimenti in carbon/carbon sul bordo di attacco delle ali dove la temperatura era più elevata. Un ulteriore esempio di tale filosofia è



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



costituito dal veicolo sperimentale sub-orbitale X-33, studiato dalla NASA fino al 2001, anno di cancellazione del progetto. In questo spazioplano, la differenza fondamentale rispetto allo Space Shuttle era la prevista adozione di un TPS metallico sulla superficie inferiore, mentre si confermava l'utilizzo di coperte isolanti flessibili e di inserti in carbon/carbon rispettavamente per la superficie superiore e per i bordi di attacco e l'ogiva.

Lo sviluppo di velivoli ipersonici pone, in generale, requisiti ancora più severi rispetto a quelle dei lanciatori e delle capsule e dei sistemi di rientro dal punto di vista del sistema di protezione. Tipicamente, infatti, i sistemi di rientro di tipo balistico, che si affidano alla sola resistenza aerodinamica per dissipare l'energia cinetica, sono caratterizzati da elevatissimi flussi di calore per periodi relativamente limitati, mentre i sistemi a rientro controllato, che generano portanza durante il rientro, sono caratterizzati da picchi di flusso minore, ma esposizioni temporali notevolmente maggiori. Alcune missioni cui potrebbe essere adibito un velivolo ipersonico, invece, come ad esempio l'utilizzo come primo stadio interamente riutilizzabile di un lanciatore, potrebbero prevedere sia elevatissimi picchi di flusso termico, sia lunghe esposizioni, e quindi elevati carichi termici. Per questo motivo, e per il requisito di riutilizzabilità che è intrinseco nel concetto di velivolo ipersonico, è diffusa l'opinione che la tradizionale filosofia basata sulla protezione di una struttura convenzionale debba essere rimodulata. Una soluzione ottimale potrebbe prevedere infatti, secondo alcuni autori, lo sviluppo di un sistema ibrido di controllo termico basato su una struttura calda (*hot structure*), in grado di resistere ad elevate temperature, che dovrà essere comunque fornita di una protezione addizionale basata su TPS più tradizionali nelle condizioni più critiche.

Pertanto, sia che si utilizzi una filosofia costruttiva tradizionale che un approccio innovativo basato su *hot structures* con protezioni addizionali, le tecnologie relative allo sviluppo dei TPS rimangono di notevole interesse per lo sviluppo di un velivolo ipersonico.

#### 2.2.3.2 Generalità sui sistemi di protezione termica

La caratteristica principale del sistema di protezione termica è quella di essere in grado di evitare che il calore penetri a fondo all'interno del veicolo, e di proteggere così la struttura dagli elevati flussi termici dovuti al riscaldamento aerodinamico.

La sua azione protettiva è quella di evitare che avvengano degradazioni delle proprietà dei materiali strutturali che provochino cedimenti, rotture o anche deformazioni permanenti che alterino il comportamento aero-dinamico del veicolo e quindi il suo controllo.

I requisiti di funzionamento e di prestazione di protezione richiesti alle protezioni termiche, ovviamente, dipendono dall'entità del carico termico e quindi dalle aree di applicazione del veicolo stesso esposte ai flussi.









Figura 2.3 - Sistemi TPS dello STS con relativa indicazione del carico termico.

Le strutture TPS si possono categorizzare sulla base delle strategie adottate all'approccio alla protezione:

- sistemi passivi
- sistemi semi-attivi
- sistemi attivi

#### 2.2.3.2.1 Sistemi Passivi

I sistemi passivi sono quelli nei quali lo scambio termico non richiede né spesa di potenza né parti in movimento. L'unico meccanismo di scambio termico possibile, quindi, è l'irraggiamento (Stephan-Boltzmann), e gli unici parametri su cui si può giocare sono le proprietà ottiche superficiali e parte dello scambio termico che non avviene con l'esterno può essere scambiato anche per conduzione ma tra diverse parti interne del veicolo.

L'uso di materiali strutturali convenzionali limita molto l'applicazione dei sistemi passivi. Per ovviare alle limitazioni imposte dai materiali (leghe di alluminio) viene utilizzata la metodologia delle "Strutture isolate" (Insulated-structure). Alla struttura di base del veicolo vengono sovrapposti dei materiali in grado di raggiungere rapidamente le condizioni di equilibrio radiativi, e quindi di riemettere radiativamente gran parte del calore incidente. Questa una delle strategie più utilizzate per la protezione dei veicoli spaziali.





#### 2.2.3.2.2 <u>Sistemi semi-passivi</u>

I sistemi semi-passivi prevedono la possibilità di avere parti in movimento (solidi o fluidi), ma non hanno nessun organo che li alimenti e che richiedano l'uso di potenza a tal fine. Tra questi tipi di sistemi i più noti sono le Heat-pipe o tubi di calore.



Figura 2.4 - Configurazione di una heat-pipe.

La Heat-pipe è un elemento cavo, e contiene un liquido o un solido al suo interno. Se c'è un gradiente di temperatura tra le sue due estremità, il liquido nelle vicinanze della zona più calda evaporerà, assorbendo calore, e condenserà sulla parete più fredda, rilasciando calore. Oppure il solido cambierà stato.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



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 di rientro (Apollo – Gemini) ma il fatto che degradino durante il rientro li rende utilizzabili per una singola missione, e dunque non possono sposare la filosofia della riutilizzabilità.



Figura 2.5 - Scudo termico di una capsula Gemini dopo il rientro orbitale.

#### 2.2.3.2.3 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 se 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.

#### 2.2.3.3 TPS basati su sistemi ablativi

I sistemi ablativi sono stati utilizzati nella maggior parte dei veicoli non riutilizzabili, grazie alle loro elevate prestazioni. In tale ambito essi rappresentano una soluzione efficiente ed economicamente vantaggiosa. Un sistema di protezione termica ablativa è in sostanza basato sulla sublimazione, fusione o pirolisi di uno scudo termico e la rimozione dei prodotti di questi processi da parte della corrente esterna. La protezione ablativa viene quindi consumata durante l'uso e deve essere ripristinata per un eventuale ulteriore utilizzo del componente.

La maggior parte degli scudi ablativi sono realizzati in materiali a base di carbonio che presenta proprietà particolarmente interessanti per questa funzione: buona capacità termica, elevato punto di



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



fusione, grande entalpia di sublimazione, ed un basso coefficiente di espansione termica, di grande importanza per ridurre le sollecitazioni meccaniche sullo scudo stesso.

All'interno dei materiali ablativi si riconoscono alcune sottocategorie, come i subliming/melting, i charring e gli intumescenti.

Gli ablativi subliminig/melting accumulano calore finchè la temperatura superficiale raggiunge la temperatura di fusione o sublimazione. Il passaggio di stato assorbe calore e la produzione di gas aumenta lo spessore dello strato limite bloccando la trasmissione convettiva verso la superficie del solido. Fra gli esempi più utilizzati è il PTFE (Teflon).

Gli ablativi charring sono, in effetti, quelli impiegati più estesamente, grazie alla capacità di sostenere flussi termici molto elevati. Sono spesso utilizzati in combinazione con ablativi subliming o intumescenti. Un tipico esempio è dato dai compositi a base di fibra di carbonio (subliming) e resina fenolica (componente charring). Quando il sistema è riscaldato, la resina pirolizza, producendo prodotti solidi e gassosi. I gas sono principalmente idrocarburi che percolano verso la superficie fino ad essere iniettati nello strato limite. Il residuo carbonaceo solido, chiamato "*char*", forma uno strato superficiale, depositandosi sul rinforzo fibroso. Il processo di pirolisi è endotermico ed i gas prodotti assorbono calore durante il loro percorso attraverso il char. Infine, si inseriscono nel flusso esterno, alterando, ed in particolare riducendo, il processo di riscaldamento convettivo. Il meccanismo di ablazione descritto è proprio anche di altri materiali quali resine epossidiche, ablativi elastomerici, sughero, schiume poliuretaniche e legno.

Infine, gli ablativi intumescenti, che sono caratterizzati da meccanismi di degradazione termica che sono solitamente esotermici e danno luogo a forti variazioni dimensionali. I prodotti gassosi della reazione, infatti, inducono espansione e conseguentemente una forte riduzione della conducibilità termica del materiale degradato. L'effetto principale è quello di ritardare la trasmissione del calore verso l'interno, riducendo i valori dei picchi di temperatura.

Il seguente elenco presenta i principali sistemi ablativi usati nelle missioni spaziali dalle principali agenzie spaziali mondiali.

- DC-325 elastomero siliconico usato per riempire un honeycomb in fibra di vetro (Capsule Gemini)
- AVCOAT resina epossidica novolac anch'essa usata in un honeycomb in fibra di vetro (Missioni Apollo, Veicoli Orion)
- SLA-561V composito costituito da vetro e micro-sfere fenoliche, fibre di vetro e pezzi sughero, riempitivo di un honeycomb flessibile in fibra di vetro/resina fenolica (Mars Viking, Mars Pahfinder e Mars Exploration Rover)
- FM 5055 ablativo carbo-fenolico ad alta densità (Pioneer Venus)
- PICA ablativo carbo-fenolico (Stardust)
- SIRCA Ablativo ceramico riutilizzabile con impregnazione di silicone (parti di Mars Pathfinder e Mars exploration rover)
- Norcoat-Liege sughero pressato a caldo e resina fenolica (Ariane 4 e 5)
- Aleastrasil prodotto dallo stampaggio ad alta temperatura e pressione di tessuto di silicio impregnato con resina fenolica (Ariane 4)
- AQ60 feltro di resina fenolica rinforzato da fibre di silicio (Sonda Huygens)
- Prosial Elastomero siliconico riempito con sfere cave di silicio (Sonda Huygens)



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



 D031/SPA – resina fenolica porosa rinforzata con fibre corte di ceramica (capsula di rientro Mirka).

#### 2.2.3.4 TPS basati su sistemi radiativi e isolanti

I sistemi radiativi e gli isolanti termici per alte temperature riemettono verso l'esterno l'energia ricevuta irradiando verso l'esterno il calore accumulato sulla superficie, minimizzando, al contempo, il flusso di calore verso l'interno della struttura, che viene, di conseguenza, isolata. Il flusso di calore, in termini di potenza per unità di area, radiato da una superficie a temperatura T è dato da  $q = \varepsilon \sigma T^4$ , dove  $\varepsilon$  è l'emissività della superficie e  $\sigma$  la costante di Stefan-Boltzmann. In base a tale formula, il limite superiore di temperatura del materiale determina il massimo calore che può essere radiato. In effetti, l'efficacia di questi sistemi è in generale minore di quella dei TPS basati su ablativi, ma il loro grande vantaggio è la possibilità di riutilizzo, e ciò rende questi sistemi particolarmente interessanti per velivoli ipersonici.

Possiamo considerare due principali tipologie di ablativi radiativi: sistemi rigidi e sistemi flessibili.

I sistemi rigidi possono avere diverse forme, quali piastrelle, tegole, gusci. I materiali sono, in generale:

- compositi (carbon/carbon e carbonio/carburo di silicio)
- ceramiche (prodotti di sinterizzazione allumina/silicio e fibre di silicio sinterizzate ad elevata purezza)

Un esempio significativo per i sistemi basati su materiali ceramici sono le piastre di protezione usate nell'Orbiter dello Space Shuttle erano costituite da fibre ceramiche in silice amorfa legate da una sospensione colloidale di silice. In versioni successive, gli sviluppi hanno portato all'aggiunta di fibre in allumina.

Per l'utilizzo di compositi carbon/carbon e carburo di silicio in applicazioni spaziali si rimanda agli specifici contributi.

I sistemi flessibili sono costituiti da coperte di differenti materiali. In particolare si usano feltri e/o tessuti in microfibre di silice, silice allumina, Nomex (arammidiche), Nextel (allumino-boro silicato). Al fine di ottenere una superficie liscia e non cedevole all'azione delle pressioni aerodinamiche, le coperte sono costituite da strati di tessuti, oppure da feltri con rivestiti con tessuti in silice e vetro S.

#### 2.2.3.5 TPS ibridi basati su compositi a matrice ceramica

Lo sviluppo di sistemi di sistemi di trasporto spaziale riutilizzabili e di velivoli ipersonici richiede la messa a punti di sistemi di protezione termica di tipo radiativo, riutilizzabili ed adatti a sopportare elevate temperature e grandi carichi termici.

Oltre determinati limiti di temperatura non esistono, in effetti, alternative all'utilizzo dei compositi a matrice ceramica, quali i composti Carbon/Carbon C/C o i compositi Carbonio/Carburo di silicio C/SiC.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Tuttavia, come precedentemente affermato, lo sviluppo di velivoli ipersonici può comportare la necessità di combinare, secondo un approccio innovativo, strutture in composito a matrice ceramica con strati di materiale ablativo, quali ad esempio strati in materiale carbo-fenolico, in grado di provvedere alla protezione durante i più elevati picchi di carico.

Una delle maggiori criticità per lo sviluppo di tali sistemi è la realizzazione della giunzione fra le due tipologie di materiale che può essere ottenuta mediante l'applicazione di adesivi a base inorganica opportunamente selezionali, che possono arrivare potenzialmente fino a temperature di servizio di 1650 °C.

#### <u>Riferimenti</u>

- Ley W., Wittmann K., Hallmann W., Handbook of Space Technology, J. Wiley Publisher, Chichester UK, 2009
- [2] Meseguer J,m Perez-Grande I., Sanz-Andreas A., Spacecraft Thermal Control, Woodhead publishing, 2012
- [3] Triantou K. et al., Thermo-mechanical performance of an ablative/ceramic composite hybrid thermal protection structure for re-entry applications, Composite Part B, 82, pp. 150-165, 2015
- [4] Glass D.E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems and Hot Structures for Hypersonic Vehicles, 15<sup>th</sup> AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008, AIAA paper 2008.2682

# 2.3 Serbatoi in material composito

Il probabile utilizzo di propellenti criogenici per sostenere i velivoli ipersonici richiede lo sviluppo di soluzioni innovative per i serbatoi di tali fluidi. Storicamente, sia per velivoli che per lanciatori orbitali, sono state utilizzate particolari leghe di acciaio inossidabile o di alluminio nella costruzione dei tank. Alcune leghe Alluminio-Litio, complessivamente più leggere e resistenti, sono state utilizzate nei lanciatori della serie Falcon di SpaceX.

Negli ultimi anni, grazie al maggior utilizzo dei materiali compositi, molti sono stati gli studi per l'implementazione di tali materiali nella costruzione di serbatoi criogenici.

Fra questi, studi sui nuovi serbatoi per lo Space Launch System (SLS) effettuati dalla NASA hanno dimostrato una considerevole diminuzione di massa (-35%), accompagnata da una diminuzione dei costi di fabbricazione (-25%), grazie anche a metodi di produzione fuori autoclave, rispetto ad analoghi serbatoi metallici allo stato dell'arte.









Figura 2.6 - Serbatoio per LOX sviluppato da NASA per lo SLS.

Alcuni design ibridi prevedono due strati, il primo composto da fibre di rinforzo in carbonio e matrice termoplastica (poliuretano), mentre il secondo è composto sempre da fibre in carbonio unite da matrice termoindurente epossidica. Alcune varianti prevedono l'utilizzo di fibre aramidiche (kevlar) per lo strato interno aumentando la resistenza a impatti ed urti.

Ulteriori studi relativi a sistemi di lancio orbitali sono stati effettuati da Microcosm Inc. per il programma Scorpius. Tali studi prevedevano lo sviluppo di serbatoi totalmente in fibra di carbonio utilizzando una speciale resina (Sapphire77) che rende inutile lo strato di rivestimento metallico interno che previene il contatto diretto tra ossigeno liquido e materiale composito. La diminuzione di peso rispetto a serbatoi tradizionale è comparabile con i risultati raggiunti dalla NASA (-35%). Questa caratteristica unita a metodologie di produzione automatica (filament winding, automatic tape placement etc.) che possono essere facilmente impiegate per produzioni ad alto volume garantiscono un ulteriore ribassamento dei costi di produzione.

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] Ley, W. (2008). Handbook of Space Technology. Wiley.
- [2] Muss, J., Chakroborty, S., & Leyva, I. (2005). *Development of the Scorpius LOX/Kerosene engine family*. MIcrocosm Inc. Sierra Engineering Inc.
- [3] M. Sippe, A. Kopp et al. (2013). Advanced cryo-tanks research in CHATT. 5th EUCASS.
- [4] NASA (2013). Composite Cryotank Technologies & Demonstration.

## 2.4 Strutture intelligenti e multifunzionali





SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



## 2.4.1 Monitoraggio dello stato di salute

#### 2.4.1.1 Sistemi health e usage monitoring

I sistemi di monitoraggio dell'integrità strutturale (Health monitoring) e delle condizioni di utilizzo delle strutture (Usage monitoring) possono avere un ruolo di primaria importanza per la definizione di nuove strategie nel progetto e nella manutenzione delle moderne strutture aerospaziali. L'impatto di tali sistemi è potenzialmente più significativo per strutture in materiale composito, per le quali la filosofia di progetto è spesso basata su considerazioni di tolleranza al danno e quindi sulla capacità di prevedere il mantenimento di un determinato livello di integrità strutturale anche in presenza di danneggiamenti, che sono considerati in sostanza inevitabili. Vi è inoltre da considerare che ulteriori elementi di incertezza relativi alla prestazione strutturale sono originate dall'utilizzo di materiali innovativi, multifunzionali e di strutture ibride, che possono comportarsi in modo particolarmente complesso e più difficilmente prevedibile rispetto a strutture tradizionali in metallo, soprattutto sotto l'azione di severi carichi termo-meccanici. A questo, si aggiunga che la nucleazione e la propagazione di danneggiamenti in parti strutturali può avere effetti non solo locali, ma modifica, potenzialmente, i percorsi di sforzo e induce condizioni di carico anomale, che possono non essere state originariamente previste, su altre parti strutturali. Per tali motivi, l'applicazione di strategie di progetto basate sulla tolleranza al danno deve tenere conto di una serie di incertezze, che non permettono di sfruttare completamente le potenzialità dei materiali più innovativi e comportano l'adozione di procedure di ispezione e manutenzione particolarmente costose e limitanti.

I sistemi di monitoraggio strutturale imbarcati, in grado di misurare l'evoluzione degli stati di deformazione in una struttura durante le condizioni operative possono fornire un aiuto sostanziale nel progetto di strutture innovative. Le possibilità offerte sono svariate e vanno dall'identificazione di condizioni di danneggiamento a diverso livello di criticità, al monitoraggio delle sollecitazioni in condizioni operative, con impatti sia sui criteri e sulle filosofie progettuali, sia sulle procedure di manutenzione della struttura.

In ambito spaziale, lo sviluppo e l'applicazione di sistemi di monitoraggio di integrità e delle condizioni di utilizzo (Health and Usage Monitoring Systems: HUMS) è in effetti considerata una tecnologia abilitante per lo sviluppo di sistemi riutilizzabili, in quanto promette di ottenere una riduzione sostanziale delle ispezioni e delle attività complessive di manutenzione richieste per garantire il possibile riutilizzo di un sistema.

#### 2.4.1.2 Caratteristiche generali dei sistemi di monitoraggio basati su reticoli di Bragg

I sistemi di monitoraggio strutturale basati sulle fibre ottiche possono fornire soluzioni di particolare interesse per le strutture aerospaziali. Sebbene esistano diverse tecniche di acquisizione del campo di deformazioni basati sulle fibre ottiche, le applicazioni più comuni si basano sui i sensori a reticolo di Bragg (Fiber Bragg gratings: FBG), che sono costituiti da un fine reticolo fotoinciso sulla fibra. Gli FBG producono una variazione di lunghezza d'onda della luce trasmessa e riflessa nella fibra a seguito della deformazione del reticolo stesso e rappresentano dunque accurati sensori locali di deformazioni, con dimensioni estremamente ridotte. Essi risultano



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



completamente immuni da campi elettromagnetici e sono sensibili alla temperatura, consentendone la misura in modo accurato. Permettono inoltre la misura di altre grandezze fisiche in modo diretto o indiretto.

Un aspetto fondamentale è la possibilità di incidere più reticoli opportunamente distanziati sulla stessa fibra e di gestire in questo modo un numero considerevoli di sensori sulla stessa linea ottica, trasmettendo i dati a lunga distanza. La gestione avviene attraverso due tipiche e diverse tecniche di multiplexing: *wavelenght division multiplexing* e *time division multiplexing*, ciascuna caratterizzata da diversi vantaggi e svantaggi, che la rendono più adatta a seconda delle condizioni di utilizzo, quali la distanza dei sensori sulla fibra, i massimi livelli di deformazione che si intendono acquisire ed altri parametri. La possibilità di gestire un numero considerevole di sensori con la stessa fibra rende il peso e l'ingombro di questi sistemi di monitoraggio estremamente competitivi rispetto ai tradizionali sistemi di acquisizione basate su estensimetri elettrici. Si rende possibile, grazie agli FBG, l'implementazione di reti di sensori distribuiti sulle strutture con densità elevate e precedentemente impensabili, che possono monitorare l'andamento delle deformazioni in differenti posizioni e direzioni. L'integrazione dei sensori nelle strutture può inoltre avvenire a diversi livelli, ad esempio incollando all'esterno i sensori o inglobandoli all'interno, ma sempre in modo da garantire, in modo relativamente semplice, adeguata protezione rispetto all'ambiente esterno.

I moderni sistemi di interrogazione permettono l'acquisizione di grandi quantità di dati a frequenza di ordine superiore ai kHz, permettendo, fra l'altro, l'utilizzo dei dati acquisiti in tempo reale.

La tecnologia basata sugli FBG rende anche possibile l'acquisizione della distribuzione di deformazioni su intervalli spaziali dell'ordine del centinaio di millimetri, mediante l'utilizzo di sensori a passo variabile (*Chirped gratings*), che permettono la ricostruzione, attraverso opportuni algoritmi di identificazione, del profilo di deformazioni lungo il reticolo. Ulteriori possibilità sono fornite da serie di reticoli a passo diverso, fotoincisi a distanza ravvicinata sulla fibra (*Draw Tower Gratings Arrays*), che possono essere prodotti a costi relativamente limitati e permettono l'acquisizione delle distribuzioni di deformazione su lunghezze significative.

Nei sensori FBG [1] il reticolo in fibra è eccitato tramite un laser accordabile o una sorgente a banda larga e lo spostamento della lunghezza d'onda di Bragg è monitorato in tempo reale in modo da poter garantire il monitoraggio strutturale. Sia l'eccitazione reticolo che la misura della lunghezza d'onda di Bragg sono effettuati da un apposito modulo, chiamato interrogatore.

Un esempio di un modulo interrogatore appositamente sviluppato per applicazioni spaziali è riportato in [2]. Il modulo si basa su un diodo laser accordabile, la cui lunghezza d'onda di emissione può essere controllata elettronicamente variando tre correnti. Come mostrato nella figura seguente, due risonatori sono combinati all'interno della sorgente laser. Un risonatore è ottenuto attraverso lo specchio sul lato sinistro del dispositivo e il reticolo 1, mentre gli elementi riflettenti che formano il secondo risonatore sono lo specchio sul lato sinistro e il reticolo 2. Entrambi i reticoli che fungono da riflettori sono accordati da due correnti di controllo,  $I_{G1}$  e  $I_{G2}$ . La lunghezza d'onda di emissione dipende dalla sovrapposizione tra i modi di risonanza delle due cavità. Il laser può essere accordato da 1528 nm a 1568 nm. Durante ciascun ciclo di misura della lunghezza



#### SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



d'onda di Bragg il laser scansiona tutto l'intervallo di *tuning* e un fotodiodo misura la luce riflessa dai sensori FBG realizzati sulla fibra posta all'uscita del modulo interrogatore. In questo modo possono essere monitorate in tempo reale le diverse lunghezze d'onda di Bragg dei reticoli scritti sulla fibra.



Figura 2.7 - Configurazione di un diodo laser accordabile appositamente sviluppato per essere incluso in un modulo interrogatore di sensori FBG per lo Spazio. Le correnti di tuning sono IPS, IG1, IG2. ILD è la corrente di pompaggio.

#### 2.4.1.2.1 Fabbricazione dei reticoli di Bragg in fibra

La tecnica del *phase mask* [3] è l'approccio più comune per la scrittura dei reticoli di Bragg in fibra. Detta tecnica si basa sulla fotosensibilità UV delle fibre ottiche. Il *setup* per la produzione reticolo è mostrato nella figura seguente. Una maschera di fase (*phase mask*), che è trasparente alla luce ultravioletta, è posta tra la sorgente di luce UV (per esempio un laser ad eccimeri KrF) e la fibra fotosensibile. La maschera è una lastra di vetro di silice in cui è incisa con una tecnica fotolitografica una struttura periodica. Il fascio UV passa attraverso la maschera di fase ed è diffratto dalle ondulazioni periodiche della maschera, che è progettata per sopprimere il fascio diffratto di ordine zero. La maggior parte della potenza ottica diffratta è relativa agli ordini diffratti  $\pm$  1, che interferiscono per produrre un *pattern* periodico che foto-scrive il reticolo sulla fibra ottica. Il periodo del reticolo ottenuto sulla fibra è indipendente dalla lunghezza d'onda della luce ultravioletta che giunge sulla maschera, ed è pari a  $\Lambda_{mask}$  / 2, essendo  $\Lambda_{mask}$  il periodo della maschera di fase.



Figura 2.8 - Fabbricazione dei reticoli di Bragg tramite tecnica phase mask.

#### 2.4.1.2.2 <u>Metodologie e problematiche di integrazione</u>

I sensori in fibra ottica possono essere integrati nelle strutture in diversi modi. Il più semplice è costituito dal semplice incollaggio del sensore sulla superficie. Tale tecnica, tuttavia, comporta difficoltà, rischi e svantaggi. La fibra ottica, infatti, è estremamente sottile (50  $\mu\epsilon$  ÷ 250  $\mu\epsilon$ ) ed è fragile, e, pertanto, maneggiarla può essere difficoltoso e rischioso. Inoltre, la superficie di incollaggio è esigua e ciò rende problematico il trasferimento delle deformazioni alla fibra.

Per ovviare a tali inconvenienti, si dovrebbero sempre usare tecniche alternative per l'applicazione dei sensori all'esterno della struttura. In particolare, i sensori possono essere facilmente inglobati in nastri realizzati con strati di composito rinforzato con fibre di vetro, di larghezza limitata ed estremamente cedevoli, in modo da limitare l'ingombro e facilitare l'adesione ed il trasferimento dei carichi con la struttura da monitorare.

Il nastro sensorizzato (chiamato anche *Quick-pack*) isola la fibra dall'ambiente esterno e può essere applicato mediante processi di incollaggio mediante l'utilizzo di adesivi strutturali, da polimerizzare a temperature elevate (ad esempio, 120 °C). Il processo di incollaggio può essere ottimizzato in modo da permettere, tuttavia, la rimozione del nastro in caso di malfunzionamento. Tale aspetto è di fondamentale importanza per l'applicazione su strutture reali, dove è necessario evitare che un guasto al sistema di monitoraggio comprometta le possibilità di utilizzo della struttura o debba costringere ad un cambio radicale nelle strategie manutentive, visto che la struttura dovrebbe essere stata progettata considerando i vantaggi offerti dal sistema stesso.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Per le strutture in materiale composito a matrice polimerica, il nastro sensorizzato, precedentemente polimerizzato, può essere applicato durante il processo di produzione della struttura, con un processo di *co-bonding*. Tale tipo di integrazione migliora certamente il trasferimento di carico fra il sensore e la struttura, ma limita notevolmente le possibilità di riparazione e complica i processi tecnologici di produzione.

Sempre considerando strutture in composito a matrice polimerica, le fibre ottiche, di piccole o piccolissime dimensioni, offrono la possibilità di inglobamento diretto nella struttura. Tale soluzione è particolarmente attraente per lo sviluppo di strutture multi-funzionali con sensorizzazione integrata ed in grado di cogliere l'evoluzione della deformazione all'interno dello spessore, ampliando notevolmente le possibilità di individuazione di danneggiamenti locali. Inoltre, l'inglobamento all'interno evita interazioni con i flussi aerodinamici esterni. Un livello massimo di integrazione è ottenuto mediante la tessitura delle fibre direttamente all'interno dei tessuti utilizzati per realizzare il rinforzo nelle lamine di composito.

Tutte le soluzioni basate sull'inglobamento, tuttavia, pongono problematiche di riparabilità e di manutenzione del sistema di monitoraggio, che devono essere accuratamente valutate. Inoltre, va indagato e quantificato il livello di invasività delle fibre ottiche, cioè la loro possibile influenza sulle prestazioni strutturali di resistenza e tenacità dei laminati in composito all'interno dei quali sono inglobate. Tale problematica, in molti casi, non dà luogo a criticità particolari.

Fra gli aspetti critici dell'inglobamento vanno invece segnalati le possibili distorsioni della sezione e il mantenimento dell'integrità del rivestimento delle fibre ottiche, che è parte integrante della fibra stessa. Entrambi questi aspetti sono influenzati dalla sequenza di laminazione del laminato. In particolare, è noto che la presenza di strati adiacenti alla fibra ottica con fibre di rinforzo in direzioni diverse può indurre distorsioni dello spettro.

Un aspetto di particolare importanza e interesse è rappresentato dalla inevitabile influenza degli sforzi di origine termica che si sviluppano durante il processo di produzione delle strutture in composito multidirezionale o ibride. Tali deformazioni sono in qualche modo acquisite dal sensore e influenzano lo spettro riflesso. Di ciò va tenuto conto nella calibrazione del sistema di misura e nella valutazione degli effetti di danneggiamenti che, interrompendo la continuità del laminato, possono indurre alterazioni del campo di sforzi residui.

Sia nel caso di integrazione in nastri sensorizzati, che nel caso di inglobamento diretto, un ulteriore aspetto critico è rappresentato dall'ottenimento di una adeguata adesione fra il rivestimento della fibra e il materiale ospite. Per valutare la compatibilità fra la fibra ed il materiale ospite si possono realizzare test di pull-out, atti a misurare la resistenza dell'interfaccia fra la fibra e la resina che costituisce la matrice del materiale composito.

Infine, un aspetto comune a tutte le tecniche di integrazione è rappresentato dalle necessità di connettorizzazione del sistema di sensori. I connettori, infatti rappresentano un componente chiave per l'assemblaggio delle strutture sensorizzate e la possibilità di gestione del sistema di monitoraggio. I loro costi, pesi, ingombri e interazioni con l'ambiente esterno, vanno considerati e ben valutati in sede di progetto della struttura sensorizzata.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



#### 2.4.1.2.3 Effetti della temperatura

I sensori a reticolo di Bragg sono influenzati dalla temperatura e consentono la misura diretta di tale grandezza fisica. Infatti la variazione di lunghezza d'onda della luce riflessa dipende in realtà sia dalla deformazione, sia essa di origine meccanica o termica, sia direttamente dalla temperatura, attraverso coefficienti che sono noti o calibrabili per via sperimentale.

Per effettuare misure con i reticoli di Bragg, è quindi necessario disporre adeguate tecniche per il disaccoppiamento fra gli effetti di deformazione e temperatura. Tale disaccoppiamento può essere complesso per sensori inglobati nelle strutture in composito, dove comunque state sviluppate tecniche diverse basate su disposizioni particolari di sensori e tecniche apposite di elaborazioni dei dati acquisiti.

Tecniche più semplici si basano sulla possibilità di utilizzare più sensori, alcuni dei quali siano sottratti all'influenza delle deformazioni meccaniche. Un sistema relativamente semplice si basa sull'utilizzo di capillari di piccolo diametro, all'interno dei quali viene fatta passare la fibra senza essere incollata, ed in corrispondenza dei quali sia inscritto un sensore che risulta quindi sensibile ai soli effetti termici.

Gli effetti della temperatura vanno poi tenuti in considerazione relativamente all'integrazione e all'utilizzo dei sistemi di monitoraggio per strutture che operino in condizioni di temperatura elevate. Le fibre ed i sensori comunemente utilizzati, infatti, non sono in grado di operare a temperature superiori ai 300 °C. Esistono tuttavia applicazioni di sensori a reticolo di Bragg inscritti su fibre prodotte secondo tecniche speciali, in grado di operare a temperature superiori a tale limite, fino a 1000 °C.

#### 2.4.1.2.4 Effetto delle radiazioni sui reticoli di Bragg in fibra

Lo studio dell'effetto della radiazione sui FBG è ovviamente fondamentale per l'applicazione di questa tecnologia nell'ambiente spaziale. Quando un FBG scritto su una fibra ottica viene irradiato con raggi gamma, la radiazione può indurre variazioni dell'indice di rifrazione efficace del modo che si propaga in fibra ( $\Delta n_{eff}$ ) e/o nel periodo del reticolo ( $\Delta \Lambda$ ). Sia  $\Delta n_{eff}$  che  $\Delta \Lambda$  inducono una variazione della lunghezza d'onda di Bragg.

La variazione della lunghezza d'onda di Bragg dovuta ad irraggiamento con radiazioni  $\gamma$  dipende dalla composizione chimica della fibra e dalle condizioni in cui avviene la scrittura reticolo. Generalmente, i FBG che sono sottoposti a radiazione gamma mostrano una variazione verso il rosso della lunghezza d'onda di Bragg e un effetto di saturazione a valori specifici della dose di radiazione. Per esempio, l'effetto delle radiazioni  $\gamma$  su una fibra in silice drogata con Ge è lo spostamento verso il rosso della lunghezza d'onda di Bragg fino a 20 pm per una dose di 100 KGy [4]. Questo spostamento non aumenta se la dose viene aumentata fino a 1 MGy.

Per migliorare la fotosensibilità UV delle fibre ottiche, esse possono essere messe in un recipiente ad alta pressione contenente idrogeno prima della scrittura reticolo. Tale tecnica, che prende il nome di *hydrogen loading*, aumenta la variazione verso il rosso della lunghezza d'onda di Bragg causata dalla radiazione gamma. Quando una fibra *hydrogen loaded* drogata con Ge viene irradiata con



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



raggi  $\gamma$  ad una dose totale di 100 KGy, la variazione verso il rosso della lunghezza d'onda di Bragg è fino a 60 pm [4].

L'influenza della temperatura durante l'irraggiamento con raggi  $\gamma$  è stato studiato in [5]. Lo spostamento della lunghezza d'onda di Bragg a + 78 ° C è inferiore di circa il 30% rispetto alla variazione a temperatura ambiente. A -50 ° C lo spostamento della lunghezza d'onda di Bragg dovuto alla radiazione è di circa due volte più grande rispetto a quello che si osserva a temperatura ambiente.

Un altro fattore che influenza la risposta dei FBG alla radiazione  $\gamma$  è il rivestimento polimerico. Infatti, le radiazioni possono causare il rigonfiamento dei rivestimenti polimerici, con un conseguente spostamento della lunghezza d'onda di Bragg [6]. Particolare attenzione deve essere posta, dunque, al rivestimento delle fibre quando esse sono utilizzate in ambiente spaziale.

#### 2.4.1.2.5 Obiettivi del monitoraggio e densità richieste delle reti di sensori

La risoluzione spaziale della rete di sensori e il livello di integrazione delle fibre ottiche nella struttura richiesto per estrarre le informazioni sullo stato di deformazioni dipendono dallo scopo del sistema. In generale possono distinguersi quattro tipi di reti:

- Se l'obiettivo è l'identificazione di danneggiamenti locali su strutture ampie, attraverso l'effetto che tali alterazioni hanno sullo stato di deformazione, è richiesta una rete di sensori FBG particolarmente densa. I dati ottenuti possono essere elaborati attraverso diversi approcci, con l'obiettivo di individuare anomalie nella distribuzione di deformazione originati dal danno.
- 2) Qualora l'obiettivo sia il monitoraggio locale di zone critiche (*hot-spots*) nella struttura, le soluzioni possono focalizzarsi su reti limitatamente estese, basate su sensori generalmente inglobati e con il possibile utilizzo di reticoli a passo variabile o di arrays di sensori i cui dati sono acquisiti e successivamente elaborati da appositi algoritmi di ricostruzione dei profili di deformazione.
- 3) Alternativamente, pochi sensori possono essere utilizzati per individuare i livelli generali di sollecitazione termo-meccanica di una struttura. I sensori possono essere situati, in questo caso, in posizioni tali da permettere il disaccoppiamento fra le diverse componenti di sollecitazione e consentire, in tal modo, la loro valutazione attraverso algoritmi calibrati sperimentalmente.
- 4) Ad un livello intermedio, una rete di sensori relativamente densa può essere utilizzata per ricostruire, a partire da informazioni locali, la distribuzione di deformazione su un componente strutturale, basandosi su tecniche di soluzione inversa del problema strutturale, che consentono l'identificazione degli spostamenti o dei carichi a partire dalle deformazioni acquisite; tale possibilità è particolarmente interessante per elementi strutturali monolitici, per i quali è potenzialmente possibile ricostruire le condizioni di carico applicato esternamente e dagli altri elementi strutturali ad essi collegati.


SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



L'aspetto comune di tutte le applicazioni elencate è da ricercarsi nell'integrazione fra l'implementazione fisica del sistema di monitoraggio, le prestazioni strutturali attese e le tecniche e gli algoritmi di elaborazione e interpretazione dei dati. Sotto questo punto di vista, pertanto, la progettazione di un sistema di monitoraggio è un'attività multidisciplinare, che deve necessariamente fare uso di competenze di tipo tecnologico, sperimentale e numerico in diversi ambiti.

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] Sala G., Di Landro L., Airoldi A., Bettini P., Fibre optics health monitoring aeronautical applications, Meccanica, Vol. 50, No. 6
- [2] Airoldi A., Baldi A., Bettini P., Sala G., Efficient modelling of forces and local strain evolution during delamination of composite laminates, Composites Part B, Engineering, Vol 72, pp. 137-149, 2014
- [3] Bettini P. Guerreschi E., Sala G., Development and experimental validation of a numerical tool for structural health and usage monitoring based on chirped grating sensors. Sensors, Vol. 15, No 1, pp. 1321-1341, 2015
- [4] Wu W., Liu X. ,Investigation on high temperature characteristics of FBG sensors, Opkit, Vol. 126, pp. 2411-2413, 2015
- [5] Bushc M., Ecke W., Latka I., Fisher D., Inscription and characterization of Bragg Gratings in single-crtystal sapphire optical fibres for high-temperature sensor applications, Measurement Science and Technologies, Vol. 20, pp. 11530-11536, 2009
- [6] C. Ciminelli, M. N. Armenise, F. Dell'Olio, *Photonics in Space: Advanced Photonic Devices and Systems*, World Scientific, 2016.
- [7] P. Putzer, A. W. Koch, M. Plattner, A. Hurni, M. Manhart "Design of a Fiber-Optic Interrogator Module for Telecommunication Satellites," Int. Conf. on Space Optics, Rhodes, Greece, October, 4-8, 2010.
- [8] H. Czichos, T. Saito, L. Smith, Springer Handbook of Materials Measurement Methods, Springer, 2006. Ch. 11.
- [9] I. Gusarov, F. Berghmans, A. F. Fernandez, O. Deparis, Y. Defosse, D. Starodubov, M. Decreton, P. Megret, M. Bondel, "Behavior of fibre Bragg gratings under high total dose gamma radiation," IEEE Trans. on Nuclear Science, vol. 47,.688-692, 2000.
- [10] H. Henschel, D. Grobnic, S. K. Hoeffgen, J. Kuhnhenn, S. J. Mihailov, U. Weinand, "Development of Highly Radiation Resistant Fiber Bragg Gratings," IEEE Trans. on Nuclear Science, vol. 58, 2103-2110, 2011.
- [11] M. Perry, P. Niewczas, M. Johnston, "Effects of Neutron-Gamma Radiation on Fiber Bragg Grating Sensors: A Review," IEEE Sensors J., vol. 12, pp. 3248-3257, 2012.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



# 2.4.1.3 Sistemi di monitoraggio dell'integrità strutturale tramite onde ultrasoniche guidate (guided-wave technology)

Il monitoraggio strutturale (*structural health monitoring*, SHM) [1] è una tecnologia emergente con numerose applicazioni nell'industria aereonautica, specialmente perché essa fa sempre più largo uso di materiali compositi che per la loro natura non omogenea e anisotropa sono ritenuti maggiormente esposti a danni interni. L'obiettivo della ricerca nel campo dello SHM è essenzialmente lo sviluppo di metodologie di monitoraggio che siano in grado di rilevare e identificare, con minimo intervento umano, vari tipi di danno durante la vita utile della struttura. Ai nuovi sistemi di SHM è richiesta una vita operativa confrontabile o maggiore di quella della struttura sulla quale sono installati, una capacità di rilevamento dei danni almeno pari a quella dei sistemi attualmente in uso e, infine, una ottima resistenza alle lavorazioni e alle manipolazioni meccaniche.

Numerosi approcci sono stati utilizzati negli ultimi anni per effettuare monitoraggio strutturale. Essi possono essere classificati in due categorie: i metodi passivi e metodi attivi. I metodi passivi (es. misurazione della deformazione) sono stati studiati più a lungo e hanno raggiunto un elevato livello di maturità anche se presentano diversi inconvenienti che ne limitano la loro utilità (es. inferenza indiretta dell'esistenza del danno). I metodi attivi, sicuramente meno maturi, sono attualmente di maggiore interesse vista la loro capacità di valutare l'integrità della struttura di interesse in modo pressoché continuo.

Le onde ultrasoniche guidate sono ampiamente utilizzate per il rilevamento attivo di danni in strutture meccaniche di varia natura, tra cui quelle di interesse aeronautico [2]. Tali onde, infatti, possono percorrere lunghe distanze praticamente senza perdita di energia e risultano ben confinate all'interno delle strutture meccaniche più comuni.

I metodi di analisi non distruttiva delle strutture meccaniche tramite ultrasuoni si basano sulla propagazione/riflessione delle onde elastiche all'interno del materiale e puntano ad identificare i disturbi subiti dall'onda che si propaga dovuti a danni localizzati e difetti.

Il controllo dei danni tramite onde ultrasoniche guidate di tipo Lamb, che sono le perturbazioni elastiche che si propagano in uno strato solido con i contorni liberi, per cui gli spostamenti si presentano sia perpendicolarmente al piano dello stato che nel senso della propagazione dell'onda, è la tecnica di rilevazione più ampiamente usata. Essa si basa sull'analisi di pacchetti di onde ultrasoniche che si propagano all'interno di solidi con una delle tre dimensioni dell'ordine della lunghezza d'onda. Negli ultimi anni sono stati pubblicati numerosi lavori scientifici sull'uso di onde di Lamb per la valutazione non distruttiva e il rilevamento dei danni nelle strutture meccaniche [3-5]. Tali lavori hanno sottolineato che i vantaggi delle tecniche che fanno uso delle onde guidate di Lamb rispetto ad altri metodi ad ultrasuoni sono essenzialmente legati alla sensibilità a diversi tipi di difetti, alla propagazione per lunghe distanze ed alla capacità di seguire la curvatura delle strutture.

Le onde ultrasoniche guidate di tipo Lamb possono essere generate e rilevate utilizzando diversi metodi. Una delle modalità più innovative per la generazione/rilevazione di dette onde è quella che presuppone l'utilizzo dei *piezoelectric wafer active sensors* (PWAS) [6] che possono essere fissati



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



in modo permanete alla struttura meccanica da analizzare. Tali microsistemi sono basati su sottili wafer di materiale ceramico piezoelettrico i cui vantaggi rispetto ai trasduttori ultrasonici tradizionali sono legati alle dimensioni e al peso ridotto e al basso costo. Le dimensioni dei PWAS sono minori di 10 mm x 10 mm x 0.2 mm, il peso è minore di 100 mg ed il costo è dell'ordine di pochi euro.

Il principio di funzionamento dei PWAS è fondato sull'effetto piezoelettrico che accoppia le variabili elettriche (campo elettrico  $E_k$  e spostamento elettrico  $D_j$ ) e quelle meccaniche (stress meccanico  $S_{ij}$ , sollecitazioni meccaniche  $T_{kl}$ ) del materiale secondo le seguenti relazioni tensoriali:

$$S_{ij} = S_{ijkl}^{E} T_{kl} + d_{kij} E_{k}$$
$$D_{j} = d_{jkl} T_{kl} + \varepsilon_{jk}^{T} E_{k}$$

Dove  $s_{ijkl}^{\varepsilon} T_{kl}$  è il generico elemento del tensore cedevolezza meccanica misurato quando il campo elettrico è nullo,  $\varepsilon_{jk}^{\tau}$  è la permettività dielettrica misurata quando lo stress meccanico è nullo e  $d_{kij}$  tiene conto dell'effetto di accoppiamento piezoelettrico.

Quando un sforzo applicato sul PAWS viene convertito in una carica elettrica, questo fenomeno è chiamato effetto piezoelettrico diretto. Viceversa l'effetto inverso produrrà uno sforzo quando viene applicata una tensione sul PAWS. I PAWS possono essere usati, dunque, sia come trasmettitore che come ricevitore di onde ultrasoniche guidate.

Per applicazioni di rilevamento di danni in strutture meccaniche, decine microsistemi PWAS possono essere integrati su tutta la struttura e in questo modo è possibile rilevare numerose tipologie di anomalie strutturali quali, ad esempio, crepe, corrosioni e delaminazioni.

In [7] sono riportati alcuni risultati preliminari che forniscono una prima evidenza dell'immunità alle radiazioni dei PWAS. La potenziale applicazione in ambiente spaziale dei PWAS è stato ampiamente discussa in [8-9].

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] W. Staszewski, C. Boller, G. R. Tomlinson, Eds., *Health Monitoring of Aerospace Structures: Smart Sensor Technologies and Signal Processing*, John Wiley & Sons, 2004.
- [2] J Croxford, P. D Wilcox, B. W Drinkwater, G Konstantinidis, "Strategies for guided-wave structural health monitoring," Proc. R. Soc. A, vol. 463, 2961-2981, 2007.
- [3] J. L. Rose, "A Baseline and Vision of Ultrasonic Guided Wave Inspection Potential," J. Pressure Vessel Technol., vol. 124, 273-282, 2002.
- [4] Z. Su, L. Ye, Y. Lu, "Guided Lamb waves for identification of damage in composite structures: A review," Journal of Sound and Vibration, vol. 295, 753–780, 2006.







- [5] P. B. Nagya, F. Simonetti, G. Instanes, "Corrosion and erosion monitoring in plates and pipes using constant group velocity Lamb wave inspection," Ultrasonics, vol. 54, 1832-1841, 2014.
- [6] V. Giurgiutiu, Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors, Academic Press, 2014.
- [7] Lin, M. Gresil, V. Giurgiutiu, A. E. Mendez-Torres, "Structural Health Monitoring With Piezoelectric Wafer Active Sensors Exposed to Irradiation Effects," Proceedings of the ASME 2012 Pressure Vessels & Piping Division Conference, July 15-19, 2012, Toronto, Ontario, Canada.
- [8] Cuc, V. Giurgiutiu, S. Joshi, Z. Tidwell, "Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors for Space Applications," AIAA Journal, vol. 45, 2838-2850, 2007.
- [9] V. Giurgiutiu, B. Lin, G. Santoni-Bottai, A. Cuc, "Space Application of Piezoelectric Wafer Active Sensors for Structural Health Monitoring," J. of Intelligent Material Systems and Structures, vol. 22, 1359-1370, 2011.

#### 2.4.2 Guarnizioni dinamiche

L'efficienza della tenuta nelle guarnizioni dinamiche è di grande importanza per il corretto funzionamento di un gran numero di dispositivi meccanici. Il problema della tenuta è influenzato dagli errori geometrici di forma delle parti in contatto relativo, dalla rugosità delle superfici, dalle forze di chiusura e dalla più o meno elevata deformabilità della guarnizione. É, dunque, chiaro che uno studio approfondito del contatto risulta indispensabile per individuare le caratteristiche geometriche delle superfici in contatto, sulle quali intervenire per ridurre le perdite di fluido. A tale riguardo va osservato che la rugosità delle superfici a contatto costituisce, assieme agli errori di tolleranza geometrica, uno dei parametri fondamentali. É infatti noto che l'area di effettivo contatto tra due corpi rugosi è molto inferiore a quella nominale, e può raggiungere valori pari a solo il 5% della superficie di contatto nominale. É, pertanto, molto importante poter disporre di un modello di contatto che partendo dalle caratteristiche geometriche macroscopiche del sistema e microscopiche delle superfici a contatto, dalle caratteristiche elastico e/o viscoelastiche dei materiali, dalle azioni all'interfaccia tra le superfici, e dai carichi statici e dinamici agenti sugli elementi, sia in grado di stimare la vera estensione dell'area di contatto. La rugosità delle superfici può essere caratterizzata su un campo di lunghezze variabile dai 10 nm ad alcuni micrometri mediante apparecchiature ad hoc, quali il microscopio a forza atomica (AFM, campo di lunghezze dal 0.1 nm a 10 nm), oppure mediante tecniche ottiche. I risultati delle misure del profilo rugoso delle superfici vanno poi elaborati numericamente per ottenere la densità spettrale di potenza del profilo rugoso, grandezza statistica che caratterizzante le proprietà geometriche del profilo rugoso. L'analisi della densità spettrale di potenza può essere usata come parametro di input nel modello teorico del contatto, e quest'ultimo permetterà di individuare quale sia la rugosità ottimale al fine di garantire elevati livelli di tenuta. Va, però, precisato che le caratteristiche geometriche delle superfici non sono le sole ad influenzare la tenuta. Infatti anche le caratteristiche elastiche o visco-elastiche dei materiali sono di estrema importanza. É ovvio infatti che se le guarnizione di tenuta fosse troppo "rigida" essa non potrebbe adattarsi al profilo rugoso dando origine ad una effettiva area di contatto molto



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



piccole e a più elevati problemi di tenuta. Contrariamente una guarnizione troppo "soffice" sarebbe in grado di seguire il profilo rugoso, ma potrebbe, sotto l'azione delle forze d'attrito, questa volta più elevate a causa della maggiore estensione dell'area di effettivo contatto, usurarsi troppo rapidamente e causare, nuovamente, problemi di tenuta. L'influenza dei parametri elastici dei materiali va quindi studiata e tenuta nel debito conto al fine di individuare quali sono le proprietà dei materiali che garantiscono al contempo il raggiungimento di elevate valori di tenuta e il mantenimento di tali caratteristiche nel tempo. Dal modello di contatto sarà poi possibile, inoltre, di calcolare il coefficiente di attrito tra le superfici in moto relativo. Tale coefficiente di attrito è di fondamentale importanza per calcolare le perdite di potenza (che nel caso, ad esempio, di azionamento di valvole, servirebbe per dimensionare gli organi costituenti il meccanismo di azionamento).

Inoltre, l'impiego in campo aerospaziale di coatings in grado di combinare resistenza a usura, basso coefficiente di attrito ed elevata durabilità in vuoto è una delle più importanti sfide nel campo della tribologia aerospaziale. Infatti, uno dei principali problemi connessi alla vita dei componenti di sistemi aerospaziali è legato all'attrito e all'usura delle parti mobili così come giroscopi, meccanismi di puntamento, ingranaggi, pompe, attuatori, ecc. Tipicamente essi sono soggetti a sforzi di contatto che vanno da 10 a 103 MPa e velocità di slittamento che possono essere molto piccole (vicino a zero) o anche dell'ordine dei 20 m/s in sistemi giroscopici. Si tenga in considerazione anche che gli aeromobili sono ripetutamente soggetti a variazioni delle condizioni esterne (temperatura, umidità) legate ai cambi di altitudine. Pertanto, le specifiche meccaniche e di durata delle applicazioni aerospaziali sono usualmente superiori alle tecnologie di lubrificazione e riduzione dell'usura disponibili, così vi è una sempre crescente domanda di nuovi materiali e tecnologie innovative. A tal proposito, particolare sviluppo sta conoscendo la ricerca nell'ambito della lubrificazione solida e riduzione dell'usura con l'impiego di coatings di materiale composito (come il diamond-like carbon o il nanocrystalline diamond). In genere, la presenza di frazioni di bordi di grano cresce passando dal diamante micro- all'ultranano-cristallino e ciò determina un deterioramento delle proprietà elastiche e meccaniche. É, pertanto, di fondamentale importanza disporre di metodologie in grado di caratterizzare, monitorare ed, eventualmente, ridurre l'estensione di tale deterioramento in funzione delle condizioni di deposizione del rivestimento (attraverso, ad esempio, tecniche di nanoindentazione e/o basate su test tribometrici) per correlare le proprietà meccaniche del rivestimento con la temperatura di deposizione, la forma e la dimensione dei grani, l'orientamento, la morfologia e la topografia della struttura del materiale.







## 3 Sistemi Propulsivi

## 3.1 Ramjets

Il propulsore Ramjet è concettualmente l'esoreattore più semplice (a livello costruttivo). A differenza degli altri esoreattori, come i Turbojet e i Turbofan, il Ramjet non contiene elementi in movimento (compressori, turbine e ventole) per realizzare le trasformazioni utili alla generazione della spinta: l'incremento di pressione si ottiene attraverso una successione di urti obliqui dovuti ad una portata d'aria entrante ad una certa velocità all'interno della presa dinamica; l'aria subisce quindi un incremento di pressione dovuto ad una combustione e infine un'espansione nell'ugello di uscita che genera spinta utile. Il principio di funzionamento del Ramjet permette di avere un ottimo rapporto spinta/peso dovuto all'assenza di organi ausiliari in movimento e alla geometria relativamente semplice, ma allo stesso tempo non è possibile generare spinta statica, perché per poter funzionare i Ramjet (a differenza dei Turbojet) hanno bisogno di una certa velocità di partenza che ne consentano l'attivazione.

La nascita del Ramjet risale al 1913 con una ricerca di tipo militare: inizialmente si pensava di utilizzare questo tipo di propulsione come ausilio per l'incremento della gittata dei missili (applicazioni balistiche). Gli studi su questo tipo di motore continuarono durante gli anni trenta fin quando nel 1949 non vi fu il primo volo della storia di una aero spinto da propulsione Ramjet (Leduc 0.10 progettato da René Leduc).

La principale ragione di sviluppo dei Ramjet è dovuta alla geometria semplice, senza parti in movimento, e alla struttura leggera, capace di generare elevate spinte ed elevate velocità. Il funzionamento prevede che all'ingresso il Ramjet riceva elevate quantità di aria a velocità supersonica e grazie alla geometria convergente dell'ugello di ingresso si converta la pressione dinamica dell'aria in elevata pressione statica abbassandone la velocità con una serie di urti obliqui. Indipendentemente dalla velocità del flusso libero esterno, la velocità all'uscita dell'ugello convergente (coincidente con l'ingresso in camera di combustione) deve essere sempre subsonica (in genere Mach 0.3), questo per il corretto funzionamento del propulsore.



Figura 3.1 - Motore Ramjet.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



La combustione viene localizzata grazie a degli stabilizzatori di fiamma. Dopo la compressione dovuta alla combustione il flusso raggiunge l'ugello di scarico che ha una forma divergente per permettere un espansione e un incremento di velocità del flusso. Allo scarico il flusso in uscita ha una velocità maggiore di quella del flusso libero e ciò genera spinta utile.

Il limite superiore di velocità dei motori Ramjet è intorno a Mach 6, mentre il limite di velocità in ingresso dipende molto dalla geometria della presa dinamica che deve permettere una opportuna compressione ed una trasformazione efficiente affinché il flusso in camera di combustione sia subsonico.

## 3.1.1 Tipi di combustibili utilizzati

In genere la propulsione Ramjet richiede combustibile di tipo liquido (Liquid Fuel Ramjet), anche se recentemente si stanno sviluppando modelli di propulsione Ramjet a combustibile solido: *Space Propulsion Group Inc.* ha avviato un programma di ricerca e sviluppo nel settore degli statoreattori a combustibile solido chiamati Solid Fuel Ramjets. Questi potrebbero essere un'opzione conveniente per una vasta gamma di applicazioni come gli UAV e i droni di destinazione. Il combustibile più utilizzato negli statoreattori classici è il cherosene, ovvero una miscela di idrocarburi, mentre idrogeno e metano vengono utilizzati come combustibili "impuri" e quindi come ausilio al combustibile principale per preriscaldare l'aria in camera di combustione.

Tra le proprietà dei propellenti liquidi si evidenziano: elevata energia rilasciata per unità di massa; basso punto di congelamento, preferibilmente propellenti criogenici; non corrosivi e chimicamente stabili; bassa viscosità per ridurre la potenza necessaria al pompaggio del carburante; bassa tensione di vapore per evitare l'insorgere di cavitazione; alta densità in modo da richiedere serbatoi più piccoli; elevato calore specifico e conducibilità termica in modo da avere migliori prestazioni; non dovrebbero essere né velenosi né pericolosi per i gestori; dovrebbero essere di facile reperibilità; devono avere una composizione chimica tale che il peso molecolare dei prodotti di combustione sia inferiore al peso molecolare del gas ambiente.

#### 3.1.1.1 LH2: Idrogeno Liquido

L'idrogeno liquido (LH2) può essere utilizzato non solo per il preriscaldamento della camera di combustione, ma anche come combustibile principale di un propulsore Ramjet. L'idrogeno liquido non ha trovato grande utilizzo come combustibile per aeromobili fino a poco tempo fa per via dei grandi inconvenienti legati alle sue proprietà e alla sua produzione, infatti esso è altamente criogenico (-253°C allo stato liquido) ed presenta una densità molto bassa (richiede pertanto serbatoi molto capienti per essere immagazzinato). I primi ad utilizzare l'LH2 su un velivolo a velocità supersonica furono gli Stati Uniti con l'aereo da ricognizione *Lockheed CL-400 Suntan*. Il CL-400 era progettato per convertire un normale turbojet in un propulsore alimentato ad idrogeno liquido capace di raggiungere velocità con numero di Mach 2.5 a 30 mila metri. Un suo famoso successore è il *Lockheed SR-71*, velivolo supersonico che ha imposto il record di velocità ed altitudine grazie ai suoi propulsori turbojet convertibili in Ramjet. Inizialmente anche per questo



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



velivolo si era pensato ad una alimentazione LH2, ma viste le difficolta legate all'immagazzinamento si è optato per il JP-7 (miscela di idrocarburi per velivoli ipersonici).

L'idrogeno viene comunque utilizzato in alcuni motori Scramjet e su tipi di propulsione mista SSTO, dove l'uso di propellenti idrocarburici genera coke e altre problematiche rilevanti.

Nella condizione di equilibrio l'idrogeno è formato per il 99.79% da idrogeno e per il restante 0.21% da paraidrogeno e ortoidrogeno. L'LH2 è trasparente e inodore, non è tossico, ma è estremamente infiammabile.

Per quanto questo tipo di combustibile possa essere pensato come una forma alternativa di energia, vista la possibilità di estrarlo da fonti di natura fossile come il metano, e visto il vantaggio di emissioni zero (bruciato con ossigeno l'unico materiale di scarto è acqua), la sua produzione è altamente complessa e costosa, sia in termini economici che in termini energetici. Esso infatti è un vettore energetico e non una fonte di energia primaria. Attualmente la ricerca investe su questo tipo di combustibile, ma la sua utilizzazione di massa è ancora lontana.

#### 3.1.1.2 Spinta specifica nell'utilizzo di idrocarburi

Nello studio della spinta specifica di un motore Ramjet sono stati considerati e studiati diversi aspetti, si osserva infatti che il picco di impulso specifico ideale è teoricamente funzione del rapporto di aria/combustibile, ma la spinta specifica determinata da condizioni operative, aumenta all'aumentare del rapporto sopra indicato fino ad avvicinarsi al rapporto stechiometrico.

Inoltre la spinta specifica è legata al rilascio di calore per unità di massa di aria. In base a questa analisi i combustibili più appropriati sono proprio quelli a base idrocarburica.

#### 3.1.1.3 Combustibili Solidi

Il duplice vantaggio di avere un sistema propulsivo più semplice e di prestazioni migliori rispetto alla versione che impiega combustibile liquido, spiega il motivo della grande attenzione data al ramjet a combustibile solido (SFRJ).

I primi pionieristici esperimenti condotti fin dai primi anni '40 del secolo scorso, avevano evidenziato tali potenzialità tanto da portare in breve tempo a isolare una ben precisa tipologia di combustibile solido impiegata con successo a livello avanzato di sviluppo di sistema d'arma. Le prime soluzioni prevedevano l'uso di combustibile metallico in forma di polvere finemente suddivisa (Alluminio, magnesio, boro e idruri di boro), miscelato con piccoli quantitativi di ossidante inorganico solido, il tutto poi, legato con un elastomero in grado di conferire al grano combustibile le necessarie caratteristiche meccaniche. La chiave del successo di tale soluzione era proprio legata all'uso dell'ossidante: troppo poco perché la combustione potesse auto sostenersi, ma abbastanza da stabilizzare la superficie di fiamma. Le applicazioni pratiche di questa tipologia di combustibili furono, e lo sono tutt'ora in alcuni casi, concentrate su proiettili d'artiglieria propulsi e guidati in grado di aumentare notevolmente la gittata e la flessibilità d'uso.

Sebbene la maggior parte delle applicazioni pratiche dei ramjet impieghi combustibili liquidi (idrocarburi di vario tipo e kerosene in particolare), i combustibili solidi sono stati impiegati in



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



sistemi d'arma (come il SA 6 Gainful oppure il MARC-R-282) in virtù della straordinaria semplicità costruttiva (non esistono tank esterni alla camera di combustione e nemmeno sistemi d'alimentazione del combustibile), della compattezza e della facilità di accoppiamento tra il ramjet e il booster a propellente solido necessario a portare il ramjet alle condizioni di velocità necessarie al volo auto sostenuto.

Applicazioni molto recenti di una classe di combustibili solidi molto particolari sono sotto indagine a livello di molte aziende private che operano nel settore dell'accesso allo spazio a basso costo. Tra le più famose c'è la SPG [1; 4] che sta studiando un SFRJ a combustibile paraffinico da 2000 lb di spinta.

## 3.1.2 Pros & Cons

#### 3.1.2.1 Principali vantaggi

I vantaggi di una propulsione Ramjet sono legati, come già ampiamente spiegato, alla sua semplicità costruttiva, al rapporto spinta peso e alle elevate velocità raggiunte. Questi motori superano, nel range di quota e velocità per cui sono stati progettati, le prestazioni dei motori turbojet e turbofan, e il loro utilizzo in determinati ambiti risulta essere molto vantaggioso (per esempio nella propulsione missilistica in combinazione con razzi che possano portarli alla velocità minima di avvio).

#### 3.1.2.2 Principali svantaggi

I problemi principali sono legati alla loro condizione di funzionamento. Essi sono inefficienti a velocità subsoniche e non avendo parti in movimento come i turbojet e i turbofan non possono produrre una spinta di tipo statico, è pertanto necessario portarli ad una determinate velocità affinché essi possano attivarsi (attraverso razzi o altri velivoli). Inoltre l'implementazione progettuali secondarie annullerebbero i vantaggi legati a questo tipo di propulsione (leggerezza e semplicità di realizzazione). Altri tipi di problemi sono legati alle temperature raggiunte quando le velocità di funzionamento sono troppo elevate, infatti i Ramjet sono progettati per sopportare velocità del flusso in ingresso al più di Mach 5 per evitare problemi di surriscaldamento termico del materiale di costruzione (al di sopra di questo valore i vantaggi sarebbero poco rilevanti visto il limite superiore di velocità in uscita a Mach 6 e sarebbe opportuno utilizzare uno Scramjet). Questo tipo di propulsione è progettato per funzionare in maniera efficiente in determinati range di quota e velocità, è pertanto poco versatile nell'utilizzo.

Viste queste limitazioni progettuali e di funzionamento, non è probabilmente la scelta propulsiva più giusta per velivoli legati al trasporto civile e commerciale. Rimane comunque una tipologia di tecnologia che può essere sviluppata nel tempo in modo da essere efficientemente accoppiata con altri tipi di sistemi propulsivi.

## 3.1.3 Principali ricerche in corso, applicazioni attuali e TRL

La principale applicazione dei motori Ramjet è di tipo balistico (propulsione di missili). Si è cercato anche di modificare il progetto Ramjet per avere degli ibridi funzionali che sfruttassero diverse



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



tecnologie, per esempio i motori *ATREX* (sviluppati in Giappone con combustibile liquido idrogeno LH2), il *Pratt and Whitney J58* (sviluppato da USAF e utilizzato nell'SR-71 Balckbird, è un ibrido tra un normale turboreattore e un Ramjet esterno che lo circonda, può raggiungere Mach 3.5) e *Air Turboramjet* (ATR, capaci di funzionare sia come normali turbogetti che come Ramjet a seconda delle condizioni). Interessante è anche lo studio che si sta tenendo in Giappone sugli RBCC e sullo sviluppo di un velivolo Ramjet-Scramjet riutilizzabile (progetto JAXA), questo utilizza idrocarburi come propellente del sistema propulsivo.

Attualmente la ricerca verte sullo sviluppo di sistemi simulativi e di testing sempre più spinti. Recentemente (ottobre 2015) è arrivata la conferma del completamento del *Ramjet Test Facility* della *Orbital ATK* (USA) *nell'Allegany Ballistics Laboratory* (ABL) del West Virginia, che permetterebbe di testare con la massima affidabilità sistemi Ramjet, simulando una velocità del flusso in ingresso superiore a Mach 4.5 e con temperature che possono superare i 1500 gradi fahrenheit.

L'attuale TRL del Ramjet è di livello 7 ovvero di tecnologia dimostrata ed applicata in ambiente operativo. Il successore del Ramjet è lo Scramjet che è stato elevato ad un TRL pari a 6 solo recentemente dopo i risultati dei test del Boeing X-51 Waverider.

#### <u>Riferimenti</u>

- Effect of Fuel Properties on the Specific Thrust of a Ramjet Engine, Alon Gany, Defence Science Journal, Vol. 56, No. 3, July 2006, pp. 321-328
- [2] Performance evaluation in Liquid Fuel Ramjet, Yaswanth Dontu, IFP School
- [3] R&D on Hydrocarbon-fueled RBCC Engines for a TSTO Launch Vehicle, Shuichi UEDA, Sadatake TOMIOKA, Toshihito SAITO, Kouichiro TANI, and Makoto YOSHIDA, Japan Aerospace Exploration Agency, Kakuda Space Center, Kimigaya, Kakuda, Miyagi 981-1525, Japan
- [4] M.A. Karabeyoglu, D. Altman, and B.J. Cantwell, Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part1, General Theory, Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 3, 2002.
- [5] Karabeyoglu, M.A. and Cantwell, B.J. 2002. Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 2, Stability of Liquid Films. Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 3, pp. 621–630.
- [6] Karabeyouglu M. A., Altman D. and B. J. Cantwell. 2004. High regression rate hybrid rocket propellants. US Patent.
- [7] Karabeyoglu, M.A., Zilliac, G., Cantwell, B.J., DeZilwa, S., and Castellucci, P. 2004. Scale-Up Tests of High Regression Rate Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels. Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 6, pp. 1037–1045.

## 3.2 Scramjets

Il propulsore Scramjet (Supersonic Combustion Ramjet) è un tipo di propulsione supersonica air breathing, diretta evoluzione del Ramjet, ed è un compromesso in termini prestazionali tra il turbofan (alta efficienza) e il motore a razzo (alta velocità). La principale differenza con il Ramjet è



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



la combustione, che negli Scramjet si sviluppa a regime supersonico: in questi tipi di motore il flusso d'aria è sempre supersonico e ciò gli permette di avere un range di funzionamento teorico compreso tra numero di Mach 12 e 24.

La struttura generale degli Scramjet contiene sempre questi elementi: un ingresso convergente (nel quale l'aria viene compressa), un combustore (nel quale il carburante gassoso viene bruciato con l'ossigeno atmosferico), un ugello divergente (nel quale l'aria riscaldata e compressa viene accelerata per produrre spinta utile).



Figura 3.2 - Configurazione schematica di un motore ScramJet

La struttura geometrica molto semplice, richiama gli stessi vantaggi costruttivi dei motori Ramjet (nessun elemento in movimento e peso molto ridotto), ma anche gli stessi svantaggi, essendo infatti un motore aspirato, la combustione con l'ossigeno atmosferico ne limita l'applicazione a soli voli suborbitali; inoltre, non potendo produrre spinta statica deve essere necessariamente portato ad una velocità di avvio supersonica (Mach 4/4.5) da altri velivoli o razzi. Nonostante la semplicità strutturale, l'applicazione di questi propulsori è limitata attualmente solo ai voli sperimentali e di ricerca.

Un altro problema del motore Scramjet è la combustione in regime supersonico infatti l'iniezione, l'accensione e la combustione avvengono in pochi millisecondi, e la stabilizzazione della stessa non è sempre semplice. Grazie alla ricerca però, sono nati diversi modelli di combustione Scramjet, partendo dai problemi presenti nella combustione Ramjet, nell'ipotesi che essa avvenga in condizioni supersoniche. Nei Ramjet l'energia cinetica viene convertita in aumento di pressione e temperatura grazie ad una serie di urti obliqui generati dalla geometria d'ingresso della presa dinamica. Il flusso d'aria, in condizioni subsoniche, entra nella camera di combustione cosi da aumentare la sua entalpia ed infine, grazie ad un ugello convergente-divergente, viene accelerato e genera spinta. Ma nei Ramjet il range di funzionamento è compreso tra numeri di Mach 4 e 6, perché a velocità più elevate si ha una temperatura di ristagno per cui è impossibile fornire ulteriore calore al flusso. Un altro problema legato alla temperatura elevata è la resistenza dei materiali, ed i



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



fenomeni termochimici che abbattono drasticamente l'efficienza di combustione. Per aumentare il raggio di azione dei Ramjet dunque, si è studiato un nuovo modello di combustione che è stabile in condizioni supersoniche. Questo modello è implementato nei motori Scramjet, dove la temperatura e la pressione nella camera di combustione devono rimanere costanti al fine di avere una combustione efficiente e al fine di minimizzare la perdita di pressione totale.

La ricerca e la sperimentazione dei motori Scramjet, è iniziata intorno al 1950, ma soltanto in tempi recenti alcuni test di volo hanno avuto successo. Tutto ciò rende l'idea della complessità di progettazione, sperimentazione ed utilizzo dei seguenti motori, che per quanto interessanti, rimangono confinati alla sola applicazione sperimentale.

## 3.2.1 Idrogeno liquido negli Scramjet

In genere, il cherosene e le miscele di idrocarburi sono i combustibili utilizzati nei motori air breathing, però in un velivolo supersonico, in particolare di tipologia Scramjet (numeri di Mach maggiori di 7) si preferisce utilizzare idrogeno liquido (LH2) per via delle sue proprietà vantaggiose in questo tipo di applicazione, e per gli svantaggi che invece nascerebbero dall'utilizzo del cherosene. Quest'ultimo infatti per via della sua elevata massa molecolare, richiede una ionizzazione tecnica adeguata prima di essere iniettato nel flusso d'aria. L'idrogeno invece, essendo il più leggero elemento chimico e avendo una temperatura di autoaccensione di 571°C, può essere iniettato direttamente. É stato sperimentato inoltre che il tempo tra l'iniezione e l'accensione dell'LH2 in confronto a quello del cherosene (opportunamente atomizzato) sia notevolmente minore, questo risulta essere molto vantaggioso ai regimi di velocità degli Scramjet, e permette di avere camere di combustione più piccole ed efficienza di combustione più alta.

L'idrogeno liquido, se gestito con opportuni metodi tecnici in modo da mantenere la sua temperatura criogenica (-253°C) può essere utilizzato anche per il raffreddamento dell'intero velivolo. Studi sperimentali rivelano inoltre che i gas di scarico generati dalla combustione di idrogeno liquido, posseggono un peso molecolare più piccolo rispetto a quello dei gas ambiente, favorendo così l'impulso specifico e la spinta anche in condizioni di combustione incompleta.

Grazie a queste sue caratteristiche è il combustibile più adatto per velivoli di tipo ipersonico come Scramjet, razzi e SSTO. Purtroppo l'idrogeno presenta tanti altri svantaggi, soprattutto dal punto di vista economico ed energetico, infatti non essendo una fonte primaria di energia, richiede dei processi di sintetizzazione molto costosi, il cui rendimento energetico non è giustificabile dal suo utilizzo. Pertanto viene considerato un combustibile ancora di "nicchia", e viene utilizzato solo per velivoli particolari e sperimentali, e per poche altre applicazioni.

## 3.2.2 Pros & Cons

#### 3.2.2.1 Principali vantaggi dei motori Scramjet

Lo scramjet presenta alcuni numerosi vantaggi rispetto ad altri sistemi propulsivi, tra cui: l'assenza di parti rotanti, nessuna necessità di portare ossigeno liquido a bordo, un eccellente rapporto spinta-







peso, un impulso specifico elevato (momento per unità di propellente) ed infine la possibilità di una maggiore velocità di crociera.

#### 3.2.2.2 Principali svantaggi

Uno dei problemi principali è legato al controllo della combustione e dell'iniezione. Il carburante in genere viene pressurizzato a 100 bar per evitare la combustione incompleta. La velocità elevata del flusso entrante che si mescola con il combustibile iniettato, genera turbolenze che aumentano l'efficienza della combustione. La velocità in camera di combustione deve essere sempre supersonica per evitare fenomeni di soffocamento (chocking-phenomena), infatti con velocità del flusso d'aria subsonico si generano onde d'urto irregolari che distruggono la camera di combustione. Un altro problema è legato al riscaldamento eccessivo dei gas, infatti in queste condizioni la velocità del suono aumenta e di conseguenza diminuisce il numero di Mach. Se dovesse verificarsi condizioni di flusso con numeri di Mach inferiore a 1, si avrebbe un fenomeno chiamato soffocamento termico (thermal-chocking) con conseguenze disastrose. Come detto, con un opportuno sviluppo, i motori Scramjet potrebbero diventare il più efficiente sistema di propulsione air-breathing, grazie al suo ampio range di funzionamento. Però grande problematica nello sviluppo degli stessi è appunto il sistema di combustione che deve essere progettato per rimanere efficiente e deve generare spinta utile in diverse condizioni di funzionamento (quote di volo e velocità). Infatti a regime ipersonico sono varie le condizioni di flusso che si incontrano, ciò genera il più delle volte i fenomeni di blow-out o di soffocamento termico descritti prima. Questi processi di instabilità devono essere studiati come punti di partenza nella progettazione di un combustore Scramjet. Attualmente vengono utilizzate analisi CFD per lo studio di questi fenomeni di instabilità e in particolare il codice LES (Large Eddy Simulation) ha portato a buoni risultati, infatti a differenza delle applicazioni di tipo RANS (molto più semplificate ed utilizzate nell'ultimo decennio soprattutto per studiare i fenomeni a regime supersonico), riescono a catturare più nel dettaglio i fenomeni chimici e fisici che intervengono nella fase di combustione Scramjet a regimi ipersonici. L'approccio LES è inoltre un ottimo compromesso tra le RANS e le DNS, quest'ultime in particolare sono più utilizzate per studiare la separazione ipersonica, ma richiedono un costo computazionale molto elevato.

Anche i materiali di costruzione sono un problema rilevante per via delle elevate temperature in condizioni ipersoniche. La ricerca ha studiato nuovi materiali ablativi appositamente per gli Scramjet, ma questi presentano pochi vantaggi perché non sono riutilizzabili, infatti vengono eliminati durante l'operazione di volo. Grazie all'utilizzo di idrogeno liquido è possibile realizzare un sistema di refrigerazione che sfrutti le basse temperature criogeniche del combustibile, inoltre test recenti stanno valutando l'utilizzo di materiali a raffreddamento attivo (nonostante le complicazioni strutturali annesse).

La geometria di aspirazione è un altro fattore importante nella progettazione degli Scramjet, deve infatti permettere un aumento di pressione statica, attraverso una serie di urti obliqui, senza un'eccessiva riduzione di pressione totale. Come nei Ramjet inoltre è richiesta una velocità di avvio di almeno Mach 4, pertanto sono necessari sistemi di propulsione ausiliaria, razzi o veicoli



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



supersonici che comportano un incremento di costo totale e di peso. Infine, i test richiedono gallerie del vento molto costose o lanci di prova con inevitabile perdita del modello.

## 3.2.3 Principali ricerche in corso e applicazioni attuali

Alcune interessanti ricerche di programmi Scramjet ipersonici sono le seguenti:

- Programma HyShot dell'Università del Queensland. É stato il primo test di volo riuscito di Scramjet (nel 2002). Un secondo test è stato effettuato nel 2006 in Australia, in quest'ultimo HyShot ha raggiunto Mach 7.6. Gli sponsor principali del programma HyShot sono QinetiQ (ex DERA, Regno Unito), NASA (USA), DSTO (Australia), DLR (Germania), NAL (Giappone).
- Programma HiFiRE dello US Department of Defense e Australian Defense Science. Lo
  "scopo fondamentale di questo programma è quello di indagare sui fenomeni fondamentali
  legati alla velocità ipersonica in modo da accelerare lo sviluppo di tecnologie per veicoli
  aerospaziali a lungo raggio d'attacco e di precisione ritenute essenziali ". L'HyShot è un
  velivolo del programma HiFIRE.
- Boeing X-51 WaveRider, veicolo sperimentale progettato da Boeing, NASA, DARPA, USAF e Pratt & Whitney Rocketdyne. Questa è la più recente ricerca di propulsione Scramjet, e probabilmente la più interessante e riuscita. La prima prova è stata svolta con successo nel 2010 con il raggiungimento di Mach 4.8. L'ultimo test (Maggio, 2015) si è concluso con il raggiungimento di Mach 5,1 a 60.000 piedi di altitudine e con atterraggio controllato in Oceano Pacifico.

Attualmente continua la ricerca sul motore Scramjet, soprattutto per far sì che questa tecnologia possa essere applicabile in ambito civile e militare.

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] The Specific Impulse Potential of Hydrogen Scramjet, S.V. Horn, Senior AIAA Member
- [2] Supersonic Combustion of Liquid Hydrogen using Slotted Shaped Pylon Injectors, Gokul.R and Mythri.M.S, Advances in Aerospace Science and Applications. ISSN 2277-3223 Volume 3, Number 3 (2013), pp. 131-136.
- [3] Large Eddy Simulations of Hydrogen Combustion in a Supersonic Transverse Flow of Vitiated Air Part I: Turbulent Flowfield and Scalar Mixing, Anthony Techer, Guillaume Lehnasch, Arnaud Mura, Ecole Nationale Sup'erieure de M'ecanique et d'A'erotechnique, 86961 Futuroscope, France, Yann Moule, MBDA-F, Le Plessis-Robinson, France.
- [4] Fluid Phenomena in Scramjet Combustion Systems, E.T. Curran, W.H. Heiser, D.T. Pratt
- [5] Large Eddy Simulation of Combustion Characteristics in a Hydrogen fueled Model Scramjet Combustor, Fei. Qin1, Zhi-Wei Huang, Bin Liu, and Xiang-Geng Wei, Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermal-structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, China, 710072.





## 3.3 Motori a razzo

## 3.3.1 Propellenti liquidi

Annoverabili sicuramente tra i più importanti tipi di propulsori chimici attualmente in uso, i propulsori a propellente liquido hanno nell'alto impulso specifico ponderale (i più alti ottenibili con la propulsione di tipo termo-chimico) e nella flessibilità d'uso (accensioni/spegnimenti, ri-accensioni e, eventualmente, funzionamento pulsato) i vantaggi più importanti. Gli svantaggi maggiori cui si deve tenere conto sono senz'altro: l'alto livello di complicazione sia progettuale (ad esempio per la testata d'iniezione che generi una fiamma stabile, mantenendo bassi i modi di vibrazione più pericolosi per la struttura), sia impiantistico/strutturale (turbopompe e sistema di alimentazione per fluidi criogenici, giunti flessibili per il TVC del motore) e i non alti valori di impulso specifico volumetrico (densità delle coppie propellente/mono-propellenti più basse rispetto a quelle caratteristiche dei propellenti di tipo solido).



Figura 3.3 - Configurazione di un motore a razzo a propellente liquido.

A seconda della specifica missione alla quale devono assolvere, questo tipo di propulsori si dividono tra primari e secondari. Le principali differenze ruotano attorno a due parametri fondamentali quali: la spinta (fino a 8\*106 N per i primi, compresa tra i 10-3 e 5\*103 N per i secondi) e il tempo di funzionamento cumulativo (pochi minuti per i primari, alcune ore per i secondari). Per ottenere tali differenti prestazioni, occorre individuare le migliori coppie propellente oppure propellente stivabile che meglio si adattano alle diverse condizioni operative; si rimanda ai prossimi sotto paragrafi un'analisi più dettagliata dei tipi di propellente liquido impiegabili. Considerando le sole prestazioni propulsive, un motore a propellente liquido (semicriogenico, ad esempio O2-RP1; stivabile, ad esempio idrazina-N2O4) potrebbe costituire un'ottima soluzione per il presente progetto. Le considerazioni legate all'aspetto economico (costo elevato del motore a bipropellente semi-criogenico) e agli aspetti di sicurezza d'impiego (manipolazione e conservazione sia di idrazina che di tetrossido d'azoto) devono tuttavia essere considerate attentamente, potendo esse anche superare in importanza relativa le considerazioni prettamente propulsive. Un esempio



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



pratico di un sistema propulsivo utilizzato con successo nell'ambito della propulsione di tipo scramjet è quello dato dal velivolo X-51 WaveRider. In quel caso il sistema propulsivo era costituito da: B-52 (fino alla quota di 15000 metri), booster a propellente solido (fino a M=4.5) ed infine il dimostratore scramjet. Nel presente programma si potrebbe pensare ad un'architettura simile ma con un motore a propellente liquido al posto del booster a solido. Questa soluzione, rappresenta ovviamente il massimo sia per quanto riguarda l'ambizione propulsiva che per quanto concerne i costi e le difficoltà logistico-operative (mezzi militari e ampi spazi di test).

#### 3.3.1.1 Propellenti criogenici

Sono costituiti da gas liquefatti ( $H_2 = 20K$ ,  $O_2 = 90K$ ,  $CH_4=110K$ ) e quindi conservati a basse temperature in serbatoi tali da minimizzare le perdite per vaporizzazione. Le coppie criogeniche più utilizzate sono senz'altro:  $H_2$ - $O_2$  (Space Shuttle Main Engine, H-II) e CH<sub>4</sub>- $O_2$ . Nel caso in cui uno dei due componenti si trovi nello stato liquido a temperatura ambiente, si ha una coppia semi-criogenica e la più utilizzata (ad esempio: Delta-II) è la coppia  $O_2$ -RP1(Kerosene).









Figura 3.4 - Test a fuoco di un motore a propellente liquido LOX/LH2.

L'ossigeno liquido (O<sub>2</sub>, ossidante,  $T_{bp} = 90K$ ,  $\rho = 1141 \text{ Kg/m}^3$ ) è un ossidante di elevate prestazioni, non è né tossico né corrosivo ma, a causa del basso punto d'ebollizione, non può essere conservato per lungo tempo.

Il fluoro liquido (F<sub>2</sub>, ossidante,  $T_{bp} = 85K$ ,  $\rho = 1636 \text{ Kg/m}^3$ ) ha prestazioni maggiori rispetto all'ossigeno ma è anche notevolmente tossico e corrosivo, caratteristiche che ne hanno sempre limitato l'utilizzo.

L'idrogeno liquido (H<sub>2</sub>, combustibile,  $T_{bp} = 20K$ ,  $\rho = 71 \text{ Kg/m}^3$ ) è il combustibile più criogenico e leggero che si utilizzi in propulsione termochimica, caratteristiche queste che limitano le sue notevoli prestazioni balistiche.





#### 3.3.1.2 Propellenti conservabili

I propellenti stivabili si trovano allo stato liquido a temperatura ambiente e per questo e anche per la loro elevata stabilità chimica, possono essere conservati in opportune condizioni in serbatoi anche per 10 – 15 anni. Questo tipo di propellenti liquidi possono essere sia mono-propellenti (Idrazina N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>, MonometilIdrazina MMH, DimetilIdrazina asimmetrica UDMH, Nitrometano CH<sub>3</sub>NO<sub>3</sub> e perossido d'idrogeno H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>) in cui mediante l'uso di catalizzatori si ottiene una decomposizione esotermica con produzione di gas ad alta temperatura, che bi-propellenti. I bi-propellenti stivabili, dei quali la coppia più utilizzata è costituita da: N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> – Idrazina, sono costituiti da due sostanze, ossidante e combustibile, che reagiscono esotermicamente senza che necessitino dell'uso di catalizzatori.

Il perossido di idrogeno (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, ossidante, T<sub>bp</sub> = 419K,  $\rho$  = 1414 Kg/m<sup>3</sup>) tradizionalmente utilizzato per fini propulsivi ha una concentrazione in acqua variabile tra il 70% e il 95%. Il suo utilizzo pratico è però sempre stato molto limitato a causa della sua instabilità termo-chimica che porta ad avere una decomposizione del prodotto alla velocità di circa l'uno per cento annuo. Recenti avanzamenti della ricerca su questa miscela sembrano aver superato questo problema e, quindi hanno contribuito a riportare in auge questo ossidante che, in effetti, è molto ecologico.

Il tetrossido d'azoto (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>, ossidante,  $T_{bp} = 294$ K,  $\rho = 1447$  Kg/m<sup>3</sup>) è un ossidante di alta densità ma anche alta tossicità e corrosività; può essere conservato indefinitamente ed è iperbolico con molti combustibili (l'auto-accensione non sempre è un vantaggio legato al fatto che non è necessario un sistema di accensione, infatti la combustione di tipo iperbolico può essere affetta da fenomeni di instabilità non facilmente arginabili).

L'acido nitrico (HNO<sub>3</sub>, ossidante,  $T_{bp} = 336$ K,  $\rho = 1549$  Kg/m<sup>3</sup>) ha nell'elevata densità il maggiore punto di forza, mentre le caratteristiche di corrosività e auto-decomposizione termo-chimica in particolari condizioni ne hanno limitato l'uso in favore dell'idrazina mono-propellente. Esistono differenti formulazioni (RFNA red fuming nitric acid e la versione inibita IRFNA) che differiscono nel contenuto di NO<sub>2</sub>.

L'idrazina (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>, combustibile,  $T_{bp} = 387$ K,  $\rho = 1005$  Kg/m<sup>3</sup>) è molto utilizzata sia come monopropellente che come combustibile accoppiato ad un ossidante storabile nelle miscele bipropellente ipergolico. Nella versione monopropellente, viene solitamente decomposta da catalizzatori a base di metalli quali ferro, nickel, cobalto e iridio; l'impulso specifico ponderale arriva a 250 secondi. Il principale difetto dell'idrazina sta nella tossicità e cancerogenicità che richiede particolari procedure di manipolazione. Le varianti mono-metil e dimetil-idrazina (MMH e UDMH rispettivamente) hanno proprietà fisico-chimiche simili ma un campo termico di applicazioni e utilizzo più ampio di quello caratteristico dell'idrazina.

Il kerosene RP1 (CH<sub>1.97</sub>, combustibile,  $T_{bp} = 460-540$ K,  $\rho = 810$  Kg/m<sup>3</sup>) è un idrocarburo (poco costoso) molto utilizzato nella propulsione a liquido in coppia con l'ossigeno liquido. Esso è in realtà una miscela di idrocarburi saturi e insaturi con proprietà chimico-fisiche tali da massimizzare la densità (che rimane comunque bassa essendo un idrocarburo) e le caratteristiche balistiche.





## 3.3.2 Propellenti solidi

Gli endoreattori a propellente solido rappresentano una tecnologia ad alto livello di sviluppo tecnologico (TRL 9), di relativa semplicità realizzativa e di costo relativamente contenuto caratterizzati da un ottimo rapporto spinta/peso. Questo ne consente l'utilizzo in missioni in cui è necessario ottenere spinte elevate, anche per brevi periodi di tempo (*boost*). Tuttavia, è possibile modificare le caratteristiche della combustione del materiale energetico o la geometria della cartuccia di propellente per ottenere combustioni lente (adatte a missioni di *sustain*) oppure profili di spinta variabili nel tempo con profili progressivi, neutri o regressivi.

L'elevata densità del propellente utilizzato, superiore a qualsiasi sistema alimentato da combustibili e ossidanti liquidi, permette di avere un'alta densità energetica, che si traduce in un sistema compatto e a basso ingombro. Questo aspetto è particolarmente interessante quando si considerano applicazioni imbarcate, sia per una questione di contenimento del volume di alloggiamento che di riduzione dell'area frontale. Tuttavia, i propellenti solidi presentano un limitato valore di impulso specifico (circa 200-300 s). I sistemi a propellente solido presentano una capacità di risposta praticamente istantanea dato che il sistema è sempre pronto all'utilizzo e l'accensione avviene solamente tramite il comando di un accenditore. Il motore può operare in qualunque regime di volo (comprese la condizione di velocità nulla), indipendentemente dal numero di Mach o dall'altitudine. Gli svantaggi di questa tecnologia sono rappresentati dalla mancanza di flessibilità operativa durante la missione, dal limitato valore di impulso specifico ponderale e dalla classe ADR dei materiali energetici in questione (classificati come 1.1 oppure 1.3).









Figura 3.5 - Motore a propellente solido P80 del lanciatore Vega.

#### 3.3.2.1 Tipologie di propellenti

I propellenti solidi sono miscele omogenee o eterogenee di ossidante e combustibile. Questo consente di avere un processo di combustione che, in prima approssimazione, è indipendente dalle condizioni ambientali circostanti, una volta fissata la pressione operativa.

I propellenti omogenei sono sistemi ad elevata reattività, tipicamente classificati nella categoria degli esplosivi. Si citano ad esempio materiali composti da singole o doppie basi quali nitroglicerina gelificata o miscele di nitrocellulosa e nitroglicerina. In genere questi materiali hanno una velocità di combustione elevata con una forte dipendenza dalla pressione, nonché un impulso specifico (230-250 s) e una densità tendenzialmente bassi (minore di 1600 kg/m<sup>3</sup>). Per incrementare questi parametri di merito nonché per ridurre la sensibilità all'urto e alla frizione di questi materiali è possibile aggiungere polveri metalliche (alluminio, boro, magnesio, ecc.), leganti e plasticizzanti energetici o inerti (GAP, ftalati), o altre basi (nitroguanidina).

Tra i propellenti eterogenei si possono individuare composizioni che appartengono sia alla categoria degli esplosivi che degli esplodenti, a seconda degli ingredienti contenuti e della loro granulometria.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



I propellenti solidi eterogenei sono miscugli di polveri combustibili ed ossidanti mantenute insieme da un legante polimerico termoindurente inerte o reattivo. I composti che entrano a fare parte di questi materiali energetici variano di tipologia e reattività. Nella categoria degli ossidanti si possono individuare materiali cristallini inorganici e organici quali perclorati, nitrati, nitroammine, e simili. Come leganti sono utilizzati principalmente polimeri termoindurenti inerti (es. poliuretani) o attivi (es. polimeri azidici). Per incrementare densità ed impulso specifico è pratica comune aggiungere polveri metalliche al propellente (alluminio, boro, magnesio, zirconio, ecc.). É possibile ottenere valori di densità superiori a 1700-1800 kg/m<sup>3</sup>.

All'interno della classe dei propellenti solidi compositi a base di legante inerte è possibile individuare alcune famiglie che ben si prestano ad un utilizzo civile. Materiali a base di perclorato di ammonio, alluminio e polibutadiene a terminazione idrossile rappresentano l'attuale stato dell'arte della produzione industriale europea e sono utilizzati in lanciatori quali VEGA e Ariane V. Questi materiali hanno una densità di circa 1750 kg/m<sup>3</sup> e un impulso specifico sulla rampa di lancio di circa 285 s. Altri competitori internazionali utilizzano formulazioni simili anche se, per ragioni storiche, i propulsori di origine statunitense prediligono l'utilizzo di polibutadiene acrilonitrile mentre quelli di origine russa possono utilizzare anche gomma isoprenica.

L'utilizzo di questi materiali in ambito propulsivo civile e militare porta con se alcune problematiche significative. Da un lato, l'impatto ambientale dovuto alla presenza di cloro nei gas di scarico è attualmente accettabile, visti i livelli di utilizzo. Tuttavia, lo sviluppo di un sistema di trasporto ipersonico civile porterebbe ad un incremento del livello di inquinamento, che coinvolge tutta la vita utile del velivolo (inquinamento delle falde acquifere presso i siti di produzione, piogge acide nelle zone di lancio, accumulo di inquinanti nella stratosfera). Questa problematica è comune a tutti i sistemi propulsivi, pur con diverse peculiarità e andrebbe trattata separatamente. Un'altra problematica di interesse prettamente militare è rappresentata dalla tracciabilità del gas di scarico dei sistemi metallizzati a base di cloro.

Potenziali sviluppi di questi tipi di materiali comprendono l'incremento dell'impulso specifico e la produzione di propellenti a ridotto impatto ambientale. L'incremento dell'impulso specifico comprende si può ottenere mediante l'ottimizzazione della combustione dei metalli oppure con l'incremento dell'impulso specifico teorico ottenibile. Nel primo caso, sono in sviluppo materiali innovativi con incrementata reattività quali nanoalluminio o polveri metalliche micrometriche attivate. Utilizzando opportunamente miscele di questi materiali con altri additivi è possibile modificare la velocità di combustione dei prodotti solidi di combustione che causano perdite di prestazione e dell'ugello. Nel secondo caso, l'utilizzo di materiali, quali idruri metallici, aumentano l'impulso specifico teorico. In questo caso è importante valutare se esistono problemi di invecchiamento dei materiali che ne causano il rapido degrado o problematiche nella produzione del propellente. Per quanto riguarda la produzione di sistemi a basso impatto ambientale, esistono attualmente attività di ricerca finanziate dall'Unione Europea in cui il Politecnico di Milano è coinvolto e che riguardano l'uso di ammonio dinitrammide e di nitrato di ammonio, anche in miscela. Un rinnovato interesse per il nitrato di ammonio è da ricercarsi nel basso costo che ha



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



questo ingrediente a basso impatto ambientale, a fronte di prestazioni minori e di problematiche chimico-fisiche.

#### 3.3.2.2 Altre componenti del motore

Nella progettazione di un propulsore a propellente solido rientrano necessariamente anche altri aspetti quali la progettazione strutturale della camera di combustione, la tecnologia costruttiva (acciaio o materiale composito), l'ugello, il sistema di accensione e le protezioni termiche. In realtà, quasi tutti questi aspetti sono multidisciplinari non peculiari del propulsore specifico. Se ne trattano di seguito alcuni specifici.

Le protezioni termiche utilizzare in ambito propulsivo sono materiali compositi polimerici di tipo ablativo rinforzati con fibre (Carbon-carbon, carbon-fenolico, ecc.). Il loro scopo è quello di proteggere la parte strutturale della camera di combustione dai carichi termici derivanti dalla combustone. L'azione di protezione è attuata mediante una combinazione di diversi effetti. La decomposizione di additivi raffreddanti contenuti nella matrice polimerica genera una struttura porosa carboniosa caratterizzata da una bassa conducibilità termica. Inoltre l'effetto di soffiaggio e di allontanamento dello strato limite termico causato dalla fuoriuscita dei gas di decomposizione riduce il trasferimento termico verso la parete. Questi tipi di materiale hanno comunanza con quanto è già trattato nella sezione relativa ai materiali per alta temperatura.

Il progetto dell'ugello deve affrontare problematiche simili a quelle di tutti gli altri sistemi di propulsione. La configurazione esterna e la scelta della quota di adattamento fanno parte di un processo di ottimizzazione globale che non può non comprendere l'intero progetto del velivolo. Per quanto riguarda la scelta della configurazione interna dell'ugello, è possibile individuare una serie di scelte.

- Configurazione classica (fisso). Questa configurazione comprende un convergente che si collega direttamente alla parte terminale della camera di combustione. Ha una penalizzazione di lunghezza e peso ma rappresenta la scelta migliore da un punto di vista fluidodinamico.
- Immerso. Un ugello immerso nella camera di combustione consente un risparmio in lunghezza e peso del motore. Questa configurazione ne riduce le prestazioni per questioni di fluidodinamica interna. Inoltre, in caso di utilizzo di propellenti metallizzati, una frazione del metallo rimane intrappolato in camera di combustione a causa della geometria dell'uscita del motore. L'utilizzo di giunti flessibili tra ugello e camera di combustione consente di orientare la spinta.
- A gola variabile. Mediante l'utilizzo di uno spillo comandato da un servomeccanismo, questo tipo di motore consente la modifica dell'area di gola in tempo reale. Questa configurazione è sperimentale e non adatta all'utilizzo con propellenti metallizzati. Tuttavia essa attribuisce flessibilità operativa ad un propulsore a propellente solido, altrimenti impossibile. Con questo sistema è possibile comandare la variazione della pressione in camera di combustione (e quindi della spinta) durante il funzionamento del motore.





#### 3.3.2.3 Applicazione

I sistemi a propulsione solida sono caratterizzati da una sostanziale indipendenza della capacità operativa dalle condizioni ambientali, da una elevata prontezza di utilizzo e da un alto livello di affidabilità garantito dal TRL della tecnologia. Osservando l'utilizzo che l'industria aerospaziale fa di questa categoria di propulsori è possibile individuare alcune applicazioni di interesse per un velivolo ipersonico, considerando i diversi profili di missione individuati all'interno del WP3.

- Decollo. L'elevato rapporto spinta/peso consente si sollevare da terra un sistema di lancio verticale o assistere un decollo orizzontale.
- Accelerazione in fase di volo atmosferico. La relativa indipendenza del sistema a propulsione solida dall'ambiente circostante consente di fornire un'accelerazione nota in diverse condizioni e quote e può essere utilizzata per incrementare la velocità di volo a seguito del un rilascio da un velivolo di trasporto. L'elevata densità consente un ridotto ingombro frontale e, pertanto, una contenuta resistenza aerodinamica di installazione.
- Mantenimento in fase di crociera. La capacità di poter elaborare diverse composizioni di propellenti caratterizzate da diverse velocità di combustione consente di elaborare formulazioni lente capaci di lunghe combustioni a spinte ridotte, pertanto adatte ad una fase di crociera.
- Decelerazione. La prontezza di risposta e l'elevata densità consentono di elaborare propulsori imbarcati che, con ingombro ridotto ed alta affidabilità, possono garantire una decelerazione comandata.
- Rientro atmosferico. Per le stesse ragioni menzionate in precedenza, un sistema a propulsione solida può essere utilizzato per la prima modifica di traiettoria in una manovra di rientro atmosferico da operare in ambiente spaziale.
- Separazione di stadi. Piccoli motori a propellente solido sono comunemente utilizzati per facilitare il distacco di parti spendibili del velivolo.
- Sistema di emergenza. La prontezza di utilizzo e l'affidabilità dei sistemi a propulsione solida ne fanno i candidati principali per sistemi di emergenza per il salvataggio dell'equipaggio o del carico in caso di incidente catastrofico.

#### 3.3.2.4 Leganti e ossidanti energici

L'uso ed i relativi requisiti prestazionali di endoreattori a propellenti solidi (SRM), in particolare compositi (eterogenei), può diventare importante in booster/razzi impulsori per le fasi iniziali d'ausilio al decollo ed instradamento in rotta parabolica sub-orbitale di velivoli ipersonici. In tale ambito l'adozione - a variante delle usuali composizioni basate su ammonio perclorato (come ossidante), Al ed elastomeri poli-butadienici/uretanici (come leganti/matrici polimeriche) - di propellenti solidi eterogenei con leganti e/o ossidanti energetici, ovvero costituiti o funzionalizzati con opportuni gruppi/molecole ad alta energia/velocità di rilascio d'energia, sembrerebbe poter portare ad incrementi degli impulsi specifici (I<sub>sp</sub>, ovvero  $Qu_e/Qg$ ), anche in termini volumetrici, oltre i valori ad ora tipici (p.e. I<sub>sp</sub> ~ 240/250) a livello produttivo industriale ed anche abbattere, in parte, problematiche d'impatto ambientale (HCl che si libera dalla combustione) e di visibilità/segnatura dei fumi esausti (scie). Come da studi nazionali/internazionali (anche NATO-



RTO, ora STO), sono sperimentalmente in corso d'investigazione varie opzioni quali soli ossidanti energetici (tipo p.e. esplosivi RDX, HMX), soli leganti energetici (tipo p.e. GAP, BAMO e loro copolimeri) ed, insieme, in modo opportuno, ossidanti energetici (tipo p.e. HNF, ADN e CL-20) e leganti energetici (tipo p.e. GAP); le due ultime soluzioni appaiono essere tecnologicamente promettenti, finanche con guadagni – specie nel caso dell'ultima - dell'ordine della decina di secondi nell'impulso specifico (cfr. figure sottostanti).



Figura 3.6 - Impulso specifico per differenti leganti ed ossidanti energetici.

Si può plausibilmente ritenere che il corrente livello nazionale di prontezza/maturità del suesposto segmento tecnologico non superi, nel complesso, il quinto stadio (TRL  $\leq$  5).

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] N. Kubota. Propellants and Explosives. Thermochemical aspects of combustion, Second Edition, Wiley-VCH, Weinheim, 2007.
- [2] G.P. Sutton and O. Biblarz. Rocket Propulsion Elements, Seventh edition, Wiley, New York, 2001.
- [3] Maggi F., Dossi S., Paravan C., De Luca L.T., Liljedahl M. Activated Aluminum Powders for Space Propulsion, Powder Technology, Vol. 270, 2015, p. 46-52, doi:10.1016/j.powtec.2014.09.048
- [4] L.T. DeLuca, L. Galfetti, F. Maggi, G. Colombo, A. Reina, S. Dossi, D. Consonni, and M. Brambilla. Innovative Metallized Formulations for Solid Rocket Propulsion, Chinese Journal of Energetic Materials, 20(4):465-74, 2012.
- [5] G. Cioccolo, PROPELLENTI COMPOSITI A BASE POLIMERICA INNOVATIVI: STUDIO E CARATTERIZZAZIONE CHIMICO-FISICA, TERMO-MECCANICA ED ENERGETICO/PRESTAZIONALE, Tesi di Master (3<sup>rd</sup> Cycle/II livello) in *Gun Launched Guided Munitions* (Univ. degli Studi di Genova a.a. 2012/2013), 2013.
- [6] F. Maggi, G. Gariani, L. Galfetti, and L.T. DeLuca. Theoretical Analysis of Hydrides in Solid and Hybrid Rocket Propulsion, International Journal of Hydrogen Energy. 37(2):1760-69, doi:10.1016/j.ijhydene.2011.10.018, 2011.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



[7] L.T. De Luca, L. Galfetti, F. Maggi, G. Colombo, C. Paravan, A. Reina, S. Dossi, M. Fassina, A. Sossi. Characterization and Combustion of Aluminum Nanopowders in Energetic Systems, in: Metal Nanopowders: Production, Characterization, and Energetic Applications, A. A. Gromov and U. Teipel (Eds.), Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, Weinheim, 2014, ISBN: 9783527333615, p. 301-410, doi:10.1002/9783527680696.ch12

## 3.3.3 Propellenti ibridi

Questo tipo di sistema propulsivo si pone, sotto molti aspetti ingegneristici, tra i sistemi di propulsione a razzo a propellente liquido e a propellente solido. La semplicità costruttiva maggiore di quella dei sistemi a liquido, la sicurezza e flessibilità d'impiego simile ai liquidi e, quindi superiore rispetto ai sistemi a propellente solido, rendono il sistema ibrido particolarmente indicato per occupare il ruolo di sistema propulsivo di un eventuale aerospazio plano nel segmento di missione esterna all'atmosfera in cui i sistemi airbreathing, per ovvi motivi, non possono funzionare.

Lo Space Ship One, un velivolo suborbitale caratterizzato da un primo stadio subsonico e un secondo stadio con propulsione a razzo, ha dimostrato la fattibilità e la sicurezza d'impiego dei motori a razzo ibrido impiegando con successo la coppia (HTPB/N2O) polimero/protossido d'azoto.



Figura 3.7 - Motore ibrido che propelle la navetta per turismo spaziale SpaceShipTwo.

Uno dei vantaggi della propulsione ibrida risiedono nella ampia gamma di combustibili che possono essere impiegati: da polimeri come HTPB, PMMA, PE, fino a cere paraffiniche. Queste ultime rappresentano tutta una classe di materiali ad alta velocità di combustione, in particolare le



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



prestazioni superano anche di quattro volte quelle dei materiali polimerici convenzionalmente impiegati in questo settore. Le paraffine sono inoltre combustibili non tossici e non pericolosi, economici e facili da manipolare per ottenere il grano solido finale; per le caratteristiche di stabilità chimica e idrofobicità poi esse permettono di ottenere combustibili con un tempo di conservazione/storabilità più lungo di quello tipico dei materiali impiegati nella propulsione a solido e a liquido. Una lunga e approfondita attività di ricerca è stata inoltre condotta proprio su questi materiali al Politecnico di Milano [1; 3].

Nella sezione riguardante i sistemi ramjet si è fatto esplicito riferimento ad una soluzione impiantistico/propulsiva simile a quella implementata dalla Boeing e usata dalla USAF nell'ambito del programma X-51 WaveRider. Considerando sia le prestazioni propulsive richieste che i costi e le difficoltà logistico/operative, potrebbe essere opportuno puntare ad una soluzione meno ambiziosa ma, ugualmente in grado di portare al raggiungimento dell'obiettivo principale del presente progetto. Si propone quindi di puntare ad una soluzione propulsiva più simile a quella implementata nello Space Ship Two. In quella soluzione un velivolo madre spinto da motori turbogetto, porta alla quota di distacco del velivolo razzo-propulso che raggiunge poi la quota di 22000 metri planando successivamente verso l'aeroporto d'arrivo. La parte di propulsione a razzo viene effettuata tramite un motore a razzo di tipo ibrido HTPB-N2O mentre sono attualmente sotto indagine avanzata l'impiego di combustibili diversi da HTPB e di maggiori prestazioni. Nel caso del velivolo ipersonico oggetto del presente progetto, il motore a razzo di tipo ibrido potrebbe impiegare una differente coppia combustibile/ossidante in modo da incrementarne le prestazioni, la quota di volo e, quindi, il Mach di volo massimo raggiungibile.

Nell'ambito del programma di ricerca di Leaf Space, si stanno conducendo studi avanzati in particolare, nell'uso di coppie Paraffina/O2 in cui il combustibile viene miscelato con additivi per incrementarne sia le prestazioni meccaniche che quelle strettamente propulsive. L'obiettivo del programma di ricerca di Leaf Space è quello di mettere a punto un motore a razzo di tipo ibrido di prestazioni superiori a quelle di un motore HTPB/N2O, sia attraverso l'uso di ossigeno puro che attraverso l'uso di combustibili paraffinici ad alte prestazioni.

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] Boiocchi M., Chernova Y., Galfetti L., Di Landro L. Paraffin-based Solid Fuels for Hybrid Propulsion filled with Lithium Aluminum Hydride: Thermal, Mechanical and Ballistic Characterization, paper submitted for publication and presented at: 10th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion (ISICP 2014), Poitiers, France, 2-6 June 2014.
- [2] Boiocchi M., Milova P., Galfetti L., Di Landro L., Golovko A.K. A Wide Characterization of Paraffin-based Fuels Mixed with Styrene-based Thermoplastic Polymers for Hybrid Propulsion, in: 5th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS 2013), O.J. Haidn, W. Zinner, M. Calabro (Eds.), 2013, ISBN: 9788494153105, p. 1-14, 5th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS 2013), Munich, Germany, 1-5 July 2013



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



[3] Boiocchi M., Toson E., Gelosa S., Sliepcevich A., Galfetti L., De Luca L.T. Pure Paraffin Waxes Analysis for Hybrid Rocket Solid Fuels: Rheological, Thermal and Mechanical Characterization, in: 5th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS 2013), O.J. Haidn, W. Zinner, M. Calabro (Eds.), 2013, ISBN: 9788494153105, p. 1-9, 5th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS 2013), Munich, Germany, 1-5 July 2013

## 3.4 Propellenti green per RCS

I velivoli trans atmosferici ipersonici, a causa del loro caratteristico range di quote operative, sono sicuramente più sensibili al problema della tossicità dei propellenti rispetto ai velivoli spaziali.

I propellenti green sono ad esempio dei buoni candidati per sostituire l'idrazina nei monopropellenti. Lo sviluppo del propellente green RCS è oggi oggetto di un crescente interesse da parte della ricerca in tutto il mondo.

La sostituzione con un propellente non tossico accrescerebbe considerevolmente la sicurezza per l'equipaggio e per le operazioni successive al recupero.

In particolare, tra le possibili soluzioni, le seguenti sono molto interessanti

- utilizzare nuovi monopropellenti (nitrati organici sali e combinazioni)
- combinazioni di N2O e liquidi organici

Ci sono tuttavia dei punti critici nell'utilizzo dei propellenti green, ad esempio l'affidabilità dell'accensione, che è assolutamente necessaria per la sicurezza dell'equipaggio; molti propellenti green possono formare delle miscele esplosive con l'aria molto facilmente.

D'altra parte, gli idrocarburi leggeri e il protossido di azoto non sono tossici, hanno solo un effetto narcotico per concentrazioni molto alte. Questo rischio di tossicità può essere in alcuni casi mitigato tramite il sotto-raffreddamento.

## 3.5 Motori a ciclo combinato

#### 3.5.1 Introduzione

I voli sub-orbitali e il trasporto da punto a punto ad alta velocità richiedono un alto livello di spinta, prestazioni molto elevate e consumi di carburante relativamente bassi. La maggiore difficoltà, al giorno d'oggi, è legata all'impossibilità dei motori attuali di soddisfare contemporaneamente tutti i requisiti prima definiti. A questo proposito i motori a ciclo combinato, che integrano tecnologie aeronautiche e spaziali, sono i più indicati per questo genere di missioni.

Fin dall'inizio dei programmi spaziali, lo sviluppo dei velivoli ipersonici ha sempre fatto affidamento sul miglioramento delle tecnologie aeronautiche per avanzare a sempre nuovi paradigmi nel volo spaziale. La prima era della propulsione a razzo, fino al programma Apollo, ha attinto pesantemente dai primi lavori di von Braun, Hermann Oberth, ed altri sull'aerodinamica supersonica, la stabilità e i sistemi di controllo, la gasdinamica. L'era successiva, quella dello Space Shuttle, ha richiesto lo sviluppo di un'aerodinamica del rientro più avanzata, associata ai corpi portanti, ed un determinante progresso nella gasdinamica ipersonica e in molti altri ambiti. L'alba



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



della terza era del volo umano nello spazio richiederà un simile investimento nella ricerca aeronautica per poter avere successo.

I recenti voli di alcuni velivoli ipersonici (con motori *scramjet*) come il X-43 e il più recente X-51 hanno dimostrato la fattibilità di sistemi di propulsione *air-breathing* ad alta velocità relativamente al volo trans-atmosferico. Gli aeroreattori come i *ramjet* e gli *scramjet* offrono generalmente prestazioni più elevate rispetto agli endoreattori, ma a differenza di questi, non sono capaci di produrre spinta statica e di operare nel vuoto, due requisiti necessari per la propulsione trans-atmosferica.

I motori a ciclo combinato possono usare diversi tipi di cicli propulsivi all'interno dello stesso sistema fisico. Il loro design, funzionamento, e prestazioni sono stati a lungo oggetto di grande interesse ingegneristico.

La definizione di ciclo combinato è ambigua e i criteri che permettono di caratterizzarlo possono variare da studio a studio. Secondo Curran, il termine ciclo combinato è usato, senza ulteriore giustificazione, per indicare un sistema propulsivo *air-breathing* il cui elemento principale è un motore *ramjet* (con combustione subsonica e/o supersonica), che è portato alla velocità di *takeover* del *ramjet* tramite un turbopropulsore (turboacceleratore) o un sistema a razzo, e che usa la propulsione *ramjet* per elevate velocità e quote relativamente basse. In generale i regimi di volo in cui i motori a ciclo combinato possono operare includono volo a bassa velocità (Mach 0 - Mach 3), volo basso-supersonico (Mach 3 - Mach 6), volo ipersonico (Mach 6 - Mach 10), e volo sostenuto da motore a razzo (Mach 10 –velocità orbitali).

I due principali candidati per la tecnologia dei motori a ciclo combinato sono il ciclo combinato a razzo (*rocket-based combined-cycle* RBCC) e il ciclo combinato con turbina (*turbine-based combined-cycle* TBCC). In particolare, gli *Ejector ramjets* sono una classe ibrida tra i motori a razzo e i *ramjet*, simili a questi ultimi, ma capaci di generare spinta utile a velocità nulla, e anche, in alcuni casi, di operare all'esterno dell'atmosfera, con un'efficienza nei consumi in ogni punto confrontabile con quella di simili ramjet o razzi.

Il volo ipersonico oltre Mach 12 provoca il riscaldamento aerodinamico della struttura dell'aeromobile, in particolare in prossimità di bordo di attacco di ali, fusoliere o superfici di controllo, se effettuato a quote relativamente basse, dove la densità dell'atmosfera non è trascurabile. Questi problemi possono essere evitati se si introduce una modalità razzo nel sistema a ciclo combinato. Così facendo, il velivolo percorre il resto della sua traiettoria lontano dall' atmosfera sensibile e può evitare il suddetto riscaldamento aerodinamico e problemi termici. L'integrazione del razzo con l'aeroreattore deve essere progettata con cura, in modo tale che la configurazione finale minimizzi la resistenza e/o gli aggravi in peso.

Un motore a ciclo combinato opera in una o più modalità da aeroreattore per quelle quote abbastanza basse da far si che la massa d'aria prelevata dall'atmosfera circostante contenga un'adeguata quantità di ossigeno, e successivamente passa alla modalità razzo per le quote più elevate e per il volo spaziale. La modalità aeroreattore permette di evitare di trasportare sul velivolo la massa di ossidante necessaria per la fase di accelerazione a quote inferiori, e quindi in teoria



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



permette un significativo risparmio in peso dei propellenti (e un associato incremento della frazione di carico utile) rispetto ad un razzo puro.

Esistono studi documentati, analisi computazionali, e, in molti casi, dati di test a terra su modelli in piccola e grande scala per buona parte dei sistemi a ciclo combinato proposti.

Ciò che manca nella comunità dei motori a ciclo combinato è l'accesso a dati di volo rilevanti per validare questi modelli, e una linea guida che unisca gli attuali sforzi di modellizzazione con obiettivi e apparati di ricerca specifici.

L'intento di questo contributo non è di entrare nel dettaglio del design e del paragone in termini di figure di merito tra i diversi concetti specifici delle tecnologie RBCC e TBCC, ma piuttosto di fornire una descrizione generale delle loro caratteristiche principali e di mostrare come questi sistemi possano essere usati per sviluppare sistemi di propulsione e di trasporto più efficienti possibili.

## 3.5.2 Rocket Based Combined Cycle (RBCC)

I sistemi con ciclo combinato a razzo (RBCC) sono in grado di colmare il divario nelle prestazioni tra i razzi e gli aeroreattori, comportandosi come motori air-breathing nei regimi tra volo statico e transonico, come ramjet/scramjet nei regimi intermedi fino a quelli di volo ad alta velocità, e come razzi puri in prossimità delle velocità orbitali, mantenendo all'incirca lo stesso gli stessi elementi del sistema. Sebbene il potenziale dei motori RBCC come acceleratori trans-atmosferici sia ben noto da oltre 40 anni, studi dettagliati sul design dei motori RBCC, inclusi i modelli analitici e l'analisi delle prestazioni, sono molto rari nella letteratura di dominio pubblico. I motori con ciclo combinato a razzo sono perciò una sintesi tra sistemi a propulsione a razzo e respirante, che può operare in modalità eiettore (razzo intubato), ramjet, scramjet, e razzo puro. Durante le operazioni in modalità eiettore (adatta al lancio da terra), la spinta del motore a razzo è alimentata dall'aria che entra grazie all'azione eiettrice del flusso del razzo e che fluisce nei canali respiranti del motore. Gli sforzi nello sviluppo del motore a ciclo combinato a razzo, almeno dal punto di vista concettuale, sono stati intrapresi fin dagli anni quaranta del secolo scorso. Naturalmente, in questo contesto non è possibile fornire una storia esaustiva degli sviluppi di RBCC nell'arco temporale degli ultimi cinquanta anni; tuttavia, si focalizza qui l'attenzione su alcuni studi selezionati dagli anni novanta ad oggi.

Nella metà degli anni novanta, sono state effettuate delle prove a terra di un eiettore *scramjet* a banco presso la Plumbrook Research Station del Lewis (oggi Glenn) Research Center (Cleveland, Ohio) della National Aeronautics and Space Administration (NASA), in collaborazione con la Aerojet (Sacramento, California), il General Applied Science Laboratory, e il programma HyTech della United States Air Force (USAF). I dati di questi test furono utilizzati per elaborare delle possibili traiettorie di prova per il RBCC nel programma POST associato al velivolo X-34. Ulteriori prove su un motore RBCC presso la Hypersonic Test Facility del Lewis fornirono dei dati a terra per Mach pari a 5 e a 6 e qualche validazione del modello CFD del campo fluidodinamico. Il Glenn Research Center della NASA guidò anche un programma per progettare il velivolo GTX, che





utilizzava tre motori RBCC; in letteratura sono disponibili molti documenti riguardanti questo programma.



Figura 3.8 - NASA GTX Trailblazer.

Lo studio *Highly Reusable Space Transportation* condotto dalla NASA dal 1995 al 1997 analizzò diversi sistemi avanzati per il lancio spaziale di configurazioni a singolo e doppio stadio; i sistemi RBCC furono solo una delle molte opzioni considerate. Mankins fornisce una panoramica delle analisi di mercato e degli sforzi di modellazione effettuati dal governo così come da molte istituzioni accademiche riguardo alle prese d'aria, alla combustione, e alle prestazioni delle tecnologie RBCC. Tutti gli studi menzionati erano concettuali, mancando una validazione con dati di volo.

Nel 1999, il Marshall Space Flight Center (MSFC) (Alabama) della NASA cominciò a condurre un programma interno che coinvolgeva i centri della NASA Stennis Space Center (SSC) (Mississippi) e Dryden Flight Research Center (Edwards, California) per sviluppare prove a terra e infine prove di volo sui motori RBCC. Il programma fu chiamato *Demonstration of Rocket and Airbreathing Combined-cycle Operation* (DRACO). Secondo quanto riportato nei documenti interni e in altre pubblicazioni, il MSFC fu responsabile di guidare gli sforzi di sviluppo, il SSC di fornire un supporto per le prove a terra, e il DFRC di effettuare le prove di volo sul prodotto finale entro il 2005. L'obiettivo di tutto questo lavoro era lo sviluppo di un motore RBCC che avrebbe usato carburante a base di idrocarburi invece di ossigeno e idrogeno liquido (LOX/LH2). Tuttavia questo motore RBCC non fu mai sviluppato interamente della NASA.





#### 3.5.2.1 Razzi potenziati

I sistemi a razzo potenziati ad aria sono dei propulsori che utilizzano un generatore di gas interno, caricato con un propellente solido a basso contenuto di ossidante, e l'aria atmosferica per il completamento delle reazioni di combustione. Il motore ha un impulso specifico inferiore ai ramjet a combustibile solido ma superiore agli endoreattori in generale. L'utilizzo di un propellente solido come fonte primaria di energia attribuisce una maggiore densità al sistema che, pertanto, risulta più compatto tra i sistemi ramjet a parità di spinta. Il motore è costituito da una camera di combustione primaria in cui il propellente brucia con fiamma autosostenuta ma con bilancio di ossigeno negativo. I prodotti di combustione caldi e ricchi in combustibile vengono fatti entrare in contatto con l'aria atmosferica in una camera di combustione secondaria. In questa regione avviene il completamento della reazione di ossidazione. Il motore richiede una presa dinamica supersonica, in genere a geometria variabile, e da un ugello.



Figura 3.9 - Configurazione di un motore a razzo potenziato.

Questo tipo di propulsione è utilizzata oggigiorno per l'equipaggiamento di alcuni missili (es. Meteor) ed ha possibilità di modulazione della spinta grazie alla variazione della portata d'aria attraverso la presa dinamica variabile. Quest'ultimo aspetto ne conferisce un discreto livello di flessibilità operativa grazie alla possibilità di modulare la spinta. Come tutti i sistemi ramjet, questo motore non è in grado di avviarsi da fermo ma richiede il raggiungimento di una velocità minima.

#### 3.5.2.1.1 Il generatore di gas

Il cuore del propulsore è costituito dal generatore di gas a propellente solido. Il materiale energetico deve avere una composizione povera di ossidante ma tale da permettere il completamento delle reazioni di combustione nella camera di combustione secondaria. Inoltre, esistono scelte ottimali anche per le proprietà balistiche del propellente, che dipendono dalla progetto della camera di combustione primaria.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Lo sviluppo di formulazioni ad alta densità energetica e dotate di buona qualità di combustione ma al contempo povere di ossidante rappresenta uno dei fattori caratteristici dello sviluppo del motore. L'incremento delle prestazioni (spinta, impulso specifico e densità media) può essere ottenuto mediante combustione di metalli ma il basso contenuto di ossidante rende il processo inefficiente, causando l'aumento della dimensione dei prodotti condensati di combustione. Questi ultimi sono costituiti da metallo incombusto che deve ossidare completamente prima dell'uscita dalla camera di combustione. Materiali a base di boro, magnesio, alluminio e idruri metallici rappresentano potenziali candidati alla produzione di formulazioni adatte. Attività di ricerca e sviluppo finalizzate in questo ambito sono in corso presso il Politecnico di Milano.

#### 3.5.2.1.2 La missione propulsiva

Nell'ambito di una missione di velivolo ipersonico, si propongono alcune possibili applicazioni di questa tecnologia. Si deve tener presente che questo motore opera solamente in regime supersonico e che l'utilizzo lungo traiettorie verticali richiede l'implementazione di prese dinamiche a geometria variabile, per garantire il controllo della portata specifica d'aria.

- Accelerazione atmosferica. L'elevato impulso specifico volumetrico, superiore a quello di altri sistemi ramjet, consente applicazioni più compatte e quindi dotate di una minore penalizzazione aerodinamica.
- Spinta mantenuta a quota costante (sustain). Sviluppando opportunamente i propellenti contenuti nel generatore di gas è possibile raggiungere elevati tempi di combustione, contando sul fatto che la maggior parte dell'ossidante proviene dall'atmosfera.
- Motore di decelerazione atmosferica o di emergenza. La compattezza dovuta all'elevata densità energetica unita al risparmio di massa grazie all'elevato impulso specifico permettono un'installazione imbarcata di pronto utilizzo durante la fase di volo atmosferico per utilizzo di emergenza o come motore di decelerazione in fase supersonica.

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] R. S. Fry. A century of ramjet propulsion technology evolution. *Journal of propulsion and power*, 20(1):27–58, 2004.
- [2] N. Suzuki and T. Kuwahara. Combustion characteristics of boron particles for ducted rockets-effect of pressure. In *Proceedings of the 50th Symposium (Japanese) on Combustion*, pages 74–75, Nagoya, December 5–7, 2012.
- [3] N. Kubota and T. Kuwahara. Combustion of energetic fuel for ducted rockets (i). *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 16(2):51–54, 1991.
- [4] H. L. Besser. History of ducted rocket development at bayern-chemie. *AIAA Paper No.* 2008–5261, 2008.
- [5] F. Maggi, S. Colciago, A. Enfasi, C. Paravan, S. Dossi, M. Boiocchi, and L. Galfetti. Exploratory investigations on metal-based fuels for airbreathing propulsion, 6th EUCASS Conference, Krakow, Poland, 29 June-3 July, 2015



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



## 3.5.3 Turbine Based Combined Cycle (TBCC)

I motori a ciclo combinato con turbina funzionano usando il ciclo propulsivo di una turbina a gas per poi passare a un ciclo *ramjet*; le turbomachine vengono by-passate per alti numeri di Mach, per i quali le pressioni, le temperature, e le velocità del flusso rendono tali macchinari non pratici o ridondanti.

Tali sistemi sono basati sul concetto di multi-canali per il flusso; dal decollo fino all'incirca a Mach 4 utilizzano la propulsione *turbojet*, che viene poi sostituita dai sistemi propulsivi *ram/scramjet* per velocità maggiori. Questo concetto è applicabile ai velivoli da trasporto ipersonici *air-breathing* e consiste in un canale per il flusso a bassa velocità che incorpora il *turbojet*, e uno per il flusso ad alta velocità che incorpora il motore *dual-mode*.



Figura 3.10 - Esempio di velivolo che basato su sistema propulsivo TBCC.

Questa configurazione da sola non è sufficiente per l'inserimento orbitale, poichè ad una certa quota mancherà l'apporto di flusso entrante necessario al sostentamento della spinta in modalità *ramjet*; tuttavia, i motori TBCC potrebbero prestarsi molto bene per l'utilizzo in velivoli da trasporto o in stadi per l'ascensione atmosferica. I sistemi a propulsione *turbojet* sono generalmente limitati a Mach 3 a causa dell'aumento della temperature d'ingresso in prossimità del compressore; in generale i motori a turbina sono anche più limitati dal punto di vista della quota rispetto alle loro controparti ramjet. Tuttavia essi operano più efficientemente alle quote e ai numeri di Mach più bassi relativamente ai motori ramjet.

I sistemi propulsivi *Turbine Based Combined Cycle* (TBCC) offrono un miglioramento dell'impulso specifico (Isp) rispetto ai sistemi propulsivi a razzo durante il decollo subsonico e per



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



le missioni di rientro, e garantiscono una maggiore sicurezza. La possibilità di realizzare più operazioni tipiche degli aerei convenzionali con un sito di lancio più esteso e la riduzione della manutenzione necessaria al sistema sono degli ulteriori vantaggi. Un esempio di TBCC fu il motore SR-71 J-58, un motore a turbina che operava con diversi cicli a seconda del regime di volo (con un numero di Mach di crociera noto di circa 3.2 per una quota superiore ai 25 Km).

Un esempio più recente di motore TBCC è il motore SABRE progettato e in fase di sviluppo per il velivolo ipersonico Skylon. Tale velivolo alimentato a idrogeno dovrebbe decollare da una pista convenzionale, e accelerare fino a Mach 5.5 a circa 26 km di quota, utilizzando prima una modalità respirante e poi passando alla modalità razzo, che sfrutta la riserva di ossigeno liquido a bordo, per raggiungere l'orbita. Il motore SABRE punta ad evitare tutte le tipiche problematiche del volo ipersonico, usando una parte dell'idrogeno liquido per raffreddare l'elio contenuto in un pre-refrigerante a circuito chiuso, che a sua volta riduce rapidamente la temperatura dell'aria in ingresso. L'aria è poi usata per la combustione così come avviene nei jet convenzionali, e una volta che l'elio viene abbandonato, il pre-refrigerante viene ulteriormente riscaldato nel pre-bruciatore, acquistando abbastanza energia per muovere la turbina e la pompa dell'idrogeno liquido.

Inoltre, l'uso di un motore a ciclo combinato fornisce a questo modello un alto impulso specifico, grazie ad un'estesa modalità respirante, e minor peso al decollo, grazie alla minore quantità di propellente necessaria per il raggiungimento dell'orbita.



#### Figura 3.11 - Motore Sabre.

Alcuni sistemi ipersonici avanzati come il progetto Blackswift del programma *Force Application* and Launch from the Continental United States (CONUS) (FALCON) del Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA) e del USAF hanno di recente proposto di utilizzare sistemi propulsivi di classe TBCC. Il DARPA, agli inizi del 2000, ha anche studiato il velivolo Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL), che, sebbene non utilizzasse un motore



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



integrato a ciclo combinato nell'accezione più classica, si serviva di diversi cicli propulsivi all'interno dello stesso sistema di lancio.

Le sfide tecnologiche più critiche per lo sviluppo dei motori TBCC sono, così come identificate dalla NASA:

- 1) Transizione dal sistema propulsivo a bassa velocità a quello ad alta velocità;
- 2) Sviluppo di un motore a turbina per alti numeri di Mach;
- 3) Prestazioni aero-propulsive in regime transonico;
- 4) Funzionamento del dual-mode scramjet per bassi numeri di Mach;
- 5) Concetti innovativi di canalizzazione di flusso 3-D
- 6) Integrazione innovativa di cicli combinati basati sulla turbina.

#### 3.5.4 Eiettori Ramjet

Gli eiettori ramjet (anche noti anche come razzi alimentati ad aria) sono una classe ibrida tra razzi e *ramjet*, molto simili ai *ramjet* ma capaci di fornire spinta utile a velocità nulla e, in alcuni casi, di operare al di fuori dell'atmosfera, con un'efficienza nei consumi in ogni punto non peggiore di quella di un simile ramjet o razzo. In un certo senso gli eiettori ramjet sono dei motori a ciclo combinato a razzo relativamente semplici, basati sulla combinazione di un razzo e un *ramjet*. In un motore chimico a razzo convenzionale, il razzo trasporta su di se sia il carburante che l'ossidante. Un metodo per accrescere le prestazioni generali del sistema è quello di raccogliere l'ossidante dall'esterno durante il volo. In un eiettore *ramjet*, un motore a razzo convenzionale è montato al centro di un lungo sistema aperto nella zona frontale. Quando il razzo si muove attraverso l'atmosfera l'aria entra nell'apertura, dove viene successivamente compressa per effetto del diffusore. Mano a mano che l'aria passa attraverso il motore viene ulteriormente compressa e mescolata con gli scarichi ricchi in carburante del motore a razzo, che la riscalda così come farebbe un combustore in un normale *ramjet*. In questo modo un razzo piuttosto piccolo può essere utilizzato per accelerare una massa d'aria molto più grande del normale, producendo una spinta significativamente più alta all'interno dell'atmosfera.



Figura 3.12 - Configurazione generale di un eiettore ramjet.

Alcuni sistemi propulsivi compositi altamente flessibili e promettenti, che offrono dei vantaggi considerevoli nei velivoli ad alte prestazioni, sono basati su una combinazione di diversi sottosistemi basilari come il fan, l'eiettore, e il ramjet. Un esempio è dato dal *Supercharged Ejector Ramjet* sviluppato e testato sperimentalmente nei primi anni 60 da Marquard.

Il motore può lavorare in diverse modalità. Attivando i vari sottosistemi, il motore può adattare la propria configurazione e proprietà alla condizione di volo e ai particolari requisiti. Le possibili configurazioni sono:

- Operazioni Fan (Avvicinamento Subsonico);
- Fan + Postbruciatore;
- RamJet (Crociera Supersonica);
- Eiettore (Razzo Alimentato ad Aria);
- Supercharged Ejector RamJet (SERJ).

Il SERJ è progettato per raggiungere numeri di Mach superiori a 4.5 con i propellenti: carburante JP e perossido d'idrogeno (H2O2) al 90%. In questo motore, il generatore di gas respirante guidato dal fan può essere solidale al motore o montato separatamente per facilitarne l'integrazione sul velivolo. In un'installazione pluri-motore potrebbe essere vantaggioso servire due o più motori con lo stesso generatore. Prima del fan e del generatore è presente un sistema subsonico/supersonico convenzionale per l'induzione dell'aria. Appena dopo il fan è posizionato l'eiettore a ugello multiplo; qui il perossido d'idrogeno si decompone i gas di scarico si mescolano in un miscelatore ad area costante con l'aria indotta, innalzando significativamente la pressione totale e la temperatura di quest'ultima. Dopodiché la miscela diffonde in modo tale da garantire una più alta pressione statica nel postbruciatore.


SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti





#### Figura 3.13 - Schema funzionale del motore SERJ.

Il motore SERJ è la soluzione ideale per un velivolo ipersonico progettato per il turismo spaziale suborbitale. Nella modalità "Operazioni Fan", il solo sottosistema operativo è il generatore di gas (GG). Il carburante JP è iniettato solo nella camera di combustione del GG per fornire lavoro al compressore stesso e al fan. Perciò, in questo caso, il flusso è sottoposto soltanto ad una compressione, passando attraverso il fan, e poi si sposta lungo il motore senza ulteriori variazioni di pressione o reazioni. Questa configurazione, caratterizzata da livelli di spinta relativamente bassi, presenta un consumo di carburante molto basso nelle fasi di avvicinamento e approccio discendente.

Nella modalità "Fan + Postbruciatore" il motore è in grado di produrre un'alta spinta e può essere utilizzato per decollare e per vincere l'incremento di resistenza che si incontra a velocità transonica.

Quando la velocità è abbastanza alta da permettere alle prese d'aria di garantire una pressione sufficiente nella camera di combustione, il fan viene retratto.

Nella modalità Eiettore con il fan retratto, l'aria, dopo la presa d'aria va dritta nel miscelatore dove il perossido d'idrogeno al 90% (H2O2) viene eiettato ad alta velocità. Per i voli suborbitali parabolici, l'eiettore svolge la funzione di razzo alimentato ad aria. In questa configurazione, il carburante brucia completamente con l'ossigeno proveniente sia dalla decomposizione del H2O2 che dall'aria.

### <u>Riferimenti</u>

- [1] Hueter, U., Rocket-Based Combined-Cycle Propulsion Technology for Access-to-Space Applications, AIAA 1999-4925, 1999.
- [2] Liu, Z., Wang, Z., and Cai, Y., Integrated Performance Numerical Simulation of Hypersonic Vehicle and Turbine Based Combined Cycle Propulsion System, AIAA 2009-5299, 2009.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



- [3] Daines, R., Combined Rocket and Airbreathing Propulsion Systems for Space-Launch Applications, Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 5, 1998, pp. 605612.
- [4] Chase, R. L. and Tang, M., The Quest for a Robust, Responsive, Reliable, Efficient And Low Cost Space Access Capability, AIAA 2009-7417, 2009.
- [5] Odegaard, E. and Stroup, K., Advanced Ramjet Concepts, Air Force Aero Propulsion Laboratory, Technical Report, AFAPL-TR-67-118, Volume III, 1966.
- [6] Merlin, P., Form Archangel to Senior Crown: Design and Development of the Blackbird, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [7] Brauer, G., Cornick, D., and Stevenson, R., Capabilities and Applications of the Program to Optimize Simulated Trajectories (POST), NASA CR-2770, 1977.
- [8] Paris, S. and Hargraves, C., Optimal Trajectories by Implicit Simulation OTIS, Volume II User's Manual, available from NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio 44135, 1986.
- [9] Olds, J. R., Two Options for Flight Testing Rocket-Based Combined-Cycle Engines, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 36, No. 5, 1999.
- [10] Mankins, J. C., Howell, J., and Olds, J. R., Combined Airbreathing/Rocket Powered Highly Reusable Space Transport Flight: A Progress Report, AIAA 96-4516, 1996.
- [11] Olds, J. R., Options for flight testing rocket-based combined-cycle (RBCC) engines, AIAA 96-2688, 1996.
- [12] Perkins, H. D., Thomas, S. R., and Pack, W. D., Mach 5 to 7 RBCC propulsion system testing at NASA- LeRC HFT, AIAA 97-0565, 1997.
- [13] Trefny, C. J. and Roche, J. M., Performance Validation Approach for the GTX Air-Breathing Launch Vehicle, NASA/TM-2002-211495, 2002.
- [14] Mattingly, J., Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets, AIAA Education Series, 2006.
- [15] Tang, M. and Chase, R. L., The Quest for Hypersonic Flight with Air-Breathing Propulsion, AIAA 2008- 2546, 2008.
- [16] Young, D. A. and Olds, J. R., Responsive Access Small Cargo Aordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation, AIAA 2005-3241, 2005.
- [17] Anderson, E. C. and Lopata, J. B., Using a modified SR-71 aircraft and air-launched expedable rockets to place small payloads into orbit, AIAA 96-2774, 1996.







# 4 Sistemi generatori di potenza

## 4.1 Celle solari e fotovoltaiche

Attualmente le celle solari sono ampiamente utilizzate nelle missioni spaziali visto che esse forniscono energia alla Stazione Spaziale Internazionale, ai satelliti e ai veicoli *rover* per l'esplorazione dei pianeti [1]. Esse, inoltre, potrebbero rivestire un ruolo chiave nei velivoli ipersonici in fase di sviluppo in quanto potrebbero consentire di far fronte ad una parte del fabbisogno energetico del velivolo.

Le celle solari convertono in energia elettrica la radiazione elettromagnetica emessa dal Sole nella regione spettrale che va dall'ultravioletto all'infrarosso (da 0,2 a 3 micron), sfruttando l'effetto fotovoltaico. I due processi fisici coinvolti nella conversione della luce solare in energia elettrica sono l'assorbimento della radiazione elettromagnetica generata dal Sole all'interno di un materiale semiconduttore che assorbe la luce, con la generazione di coppie elettrone-lacuna, e la separazione di elettroni e lacune dovuta al campo elettrico ai capi della giunzione pn che origina una fotocorrente. Attualmente solo le celle solari multi giunzione basate su materiali semiconduttori III-V, aventi un record di efficienza> 35% ed un'ottima resistenza alle radiazioni, sono utilizzate nell'ingegneria spaziale.

Nelle celle solari basate su una singola giunzione pn in Si o GaAs, i fotoni generati dalla radiazione solare con energia inferiore all'energia *bandgap*  $E_g$  del materiale non danno alcun contributo potenza elettrica generata dalla cella, mentre per i fotoni che hanno energia  $hv > E_g$ , la differenza  $hv - E_g$  viene persa sotto forma di calore. Questo ovviamente limita la massima efficienza raggiungibile da tali dispositivi.

Nelle celle solari che includono più giunzioni con differente *bandgap* verticalmente sovrapposte, l'efficienza può essere aumentata rispetto alle celle a singola giunzione. Infatti nelle celle solari multigiunzione, le diverse giunzioni sono disposte in una pila ed i *bangap* delle diverse giunzioni diminuiscono verso il basso nella pila. Un fotone che entra nella pila dalla parte superiore la attraversa fino a raggiungere la giunzione in grado di convertirlo in una coppia elettrone-lacuna.

L'alta efficienza dimostrata da celle solari multigiunzione III-V è dovuta principalmente alla accordabilità del *bandgap* del sistema materiale III-V. Infatti, variando la stechiometria dei composti III-V sia il *bangap* che la costante reticolare nel materiale possono essere facilmente ingegnerizzati. La figura seguente mostra l'energia di *bandgap* vs. la costante reticolare per semiconduttori III-V, il Germanio e il Silicio e illustra l'ampio intervallo di accordabilità sia del *bandgap* che della costate reticolare nei materiali III-V.



Figura 4.1 - Costante reticolare e bandgap dei semiconduttori III-V, del Silicio e del Germanio.

I criteri chiave nella selezione dei materiali per le celle solari multigiunzione sono l'ottimizzazione dei valori *bandgap*, tenendo conto spettro dell'irraggiamento solare, e la minimizzazione dei difetti cristallografici all'interno della struttura multistrato. L'ottimizzazione *bandgap* mira alla generazione della stessa foto-corrente in ogni giunzione mentre la riduzione della densità di difetti mira alla minimizzazione del numero di siti di ricombinazione per coppie elettrone-lacuna foto-generate.

La cella solare a tripla giunzione  $Ga_{0.5}In_{0.5}P/Ga_{0.99}In_{0.01}As/Ge$ , mostrata nella figura seguente, è attualmente lo standard di mercato per le applicazioni spaziali [2]. In detta cella, i fotoni con energia > 1,85 eV sono assorbiti dalla giunzione superiore, i fotoni con energia nell'intervallo 1,85 eV - 1,40 eV vengono assorbiti dalla giunzione centrale, ed infine i fotoni con energia nell'intervallo 1,40 eV - 0,67 eV vengono assorbiti dalla giunzione inferiore. Le giunzioni, ciascuna costituita da un emettitore drogato n e da una base drogata p, sono collegate in serie. I contatti metallici, collegati al circuito esterno, si trovano solo nella parte superiore e inferiore della pila. Sulla parte superiore della cella, viene depositato uno strato anti-riflettente (*anti-reflection coating*, ARC).



Figura 4.2 - Configurazione della cella solare a tripla giunzione Ga0.5In0.5P/Ga0.99In0.01As/Ge.

L'interconnessione elettrica a bassa resistenza tra le giunzioni è assicurata da due giunzioni tunnel (TJS), ognuna delle quali è costituita da una sottile giunzione p ++ / n ++ che viene attraversata dagli elettroni per effetto tunnel.

I materiali che formano la cella solare a tripla giunzione,  $Ga_{0.5}In_{0.5}P$ ,  $Ga_{0.99}In_{0.01}As$  e Ge, hanno tutti la stessa costante reticolare per evitare difetti nella struttura multistrato. La cella è tipicamente realizzata tramite deposizione chimica metallo-organica da fase vapore (MOCVD) su un substrato di Ge drogato p.

Le celle solari a tripla giunzione  $Ga_{0.5}In_{0.5}P/Ga_{0.99}In_{0.01}As/Ge$  disponibili sul mercato presentano un'efficienza tipicamente poco meno del 30% all'inizio della vita (*beginning of life*, BOL), cioè prima che si verifichi la degradazione dell'efficienza a causa delle radiazioni. Il peso della cella, che è cruciale in applicazioni spaziali a causa del suo impatto sul costo di lancio, è di circa 85 mg / cm<sup>2</sup>. I principali parametri prestazionali delle migliori celle solari per applicazioni spaziali sono riassunti nella Tabella seguente.

	ZTJ Photovoltaic Cell (Emcore)	TJ Solar Cell 3G30C - Advanced (Azur Space)	NeXt Triple Junction Solar Cell (Spectrolab)
Efficienza BOL (%)	29,5	29,8	29,5
Peso medio (mg/cm <sup>2</sup> )	84	≤ 86	84
Degradazione della massima potenza dovuta a una radiazione di 1 MeV, <i>fluence</i> $5x10^{14}$ e/cm <sup>2</sup> (%)	10	6	10

Tabella 4.1 - Parametri prestazionali	delle migliori	celle solari per	applicazioni spaziali	disponibili sul
	merc	cato.		



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Nelle celle solari multigiunzione, a causa del collegamento in serie delle giunzioni, il valore di corrente in ciascuna giunzione è limitato dal più basso tra le diverse giunzioni. A causa del valore troppo basso del *bandgap* del Ge, nella cella solare a tripla giunzione Ga<sub>0.5</sub>In<sub>0.5</sub>P/Ga<sub>0.99</sub>In<sub>0.01</sub>As/Ge la giunzione inferiore genera quasi due volte la corrente della cella centrale, il che limita l'efficienza complessiva della cella solare [3]. Gli approcci più promettenti per aggirare questo aspetto critico delle celle Ga<sub>0.5</sub>In<sub>0.5</sub>P/Ga<sub>0.99</sub>In<sub>0.01</sub>As/Ge sono l'inclusione nella giunzione centrale di una struttura *multi-quantum-well* per aumentare l'assorbimento della giunzione in Ga<sub>0.99</sub>In<sub>0.01</sub>As, l'aumento della bandgap della giunzione inferiore sostituendo il Ge con il composto InGaAs, che ha un *bandgap* di circa 1 eV, e infine l'uso di tecniche di *bonding* per fabbricare celle multigiunzione con valori altamente ottimizzati di *bandgap*. Tutti questi approcci sono attualmente oggetto di studio. Lo scopo di questa attività di ricerca è lo sviluppo di celle solari per lo Spazio con efficienza del 40%.

Attualmente il metodo più promettente per rendere il più possibile simili le correnti generate dalle varie giunzioni che formano la struttura multi-giunzione di una cella a tripla giunzione è l'utilizzo, per la cella inferiore, di un materiale diverso dal Ge, che abbia un *bandgap* più elevato. Una combinazione ottimale di valori *bandgap* per una cella a tripla giunzione può essere ottenuta sostituendo il Ge con il composto  $In_{0.28}Ga_{0.72}As$  (*bandgap* = 0,97 - 1,0 eV) [4]. Tuttavia la costante reticolare del composto  $In_{0.28}Ga_{0.72}As$  è di circa 5,76 Å, 0,2 Å maggiore della costante reticolare degli altri materiali che formano la cella. L'assenza di uniformità reticolare tra tutti i materiali che formano la struttura. L'impatto di tali difetti sulla efficienza della cella solare può essere minimizzato introducendo uno strato cuscinetto tra la giunzione centrale e quella inferiore.

Attualmente sono in fase avanzata diversi studi su celle solari per applicazioni spaziali che constano di un numero di giunzioni superiore a tre. Una cella solare cinque giunzione per lo Spazio fabbricata con la tecnica del *bonding*, avente un rendimento del 35,8%, è stato recentemente dimostrata [5].

### <u>Riferimenti</u>

- [1] C. Ciminelli, M. N. Armenise, F. Dell'Olio, *Photonics in Space: Advanced Photonic Devices and Systems*, World Scientific, 2016.
- [2] Uddin, "Photovoltaic Devices," in S. Anwar, H. Efstathiadis, S. Qazi, Eds., *Handbook of Research on Solar Energy Systems and Technologies*, IGI Global, 2013.
- [3] S. P. Philipps, W. Guter, E. Welser, J. Schone, M.Steiner, F. Dimroth, A. W. Bett, "Present Status in the Development of III-V Multi-Junction Solar Cells," in A. Cristobal, A. Martí Vega, A. Luque López, *Next Generation of Photovoltaics*, Springer, 2012.
- [4] T. Takamoto, T. Agui, A. Yoshida, K. Nakaido, H. Juso, K. Sasaki, K. Nakamora, H. Yamaguchi, T. Kodama, H. Washio, M. Imaizumi, M. Takahashi, "World's highest efficiency triple-junction solar cells fabricated by inverted layers transfer process," 35th IEEE Photovoltaic Specialists Conference (PVSC), Honolulu, HI, USA, 20-25 Giugno 2010.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



[5] P. T. Chiu, D. C. Law, R. L. Woo, S. B. Singer, D. Bhusari, W. D. Hong, A. Zakaria, Boisvert, S. Mesropian, R.R. King, N.H. Karam, "35.8% space and 38.8% terrestrial 5J direct bonded cells," 40th IEEE Photovoltaic Specialist Conference (PVSC), Denver, CO, USA, 8-13 Giugno 2014.







# 5 Guida navigazione e controllo

## 5.1 Dispositivi elettronici flessibili su substrati plastici

L'elettronica flessibile [1] potrebbe consentire l'integrazione pervasiva delle funzionalità elettroniche in un'ampia pluralità di sistemi caratterizzati da un elevato livello di portabilità e indossabilità come gli apparati indossabili per il monitoraggio della salute, i display flessibili e/o arrotolabili, le celle solari leggere e flessibili, le pellicole elettroniche intelligenti (*smart skin* o *e-skin*) che implementino sia funzionalità di *sensing* che di elaborazione dati e che sono facilmente integrabili con strutture meccaniche di forma anche molto complessa. Questa fondamentale caratteristica dell'elettronica flessibile fa sì che essa sia di forte interesse nello sviluppo di velivoli ipersonici di nuova concezione.

Nonostante la notevole attrattività dell'elettronica flessibile, la maggior parte delle potenziali applicazioni di questo settore dell'elettronica sono ancora a livello di ricerca e/o di sviluppo, soprattutto a causa della immaturità delle tecnologie di fabbricazione di circuiti elettronici integrati flessibili.

Un approccio ampiamente studiato per la realizzazione di dispositivi/circuiti elettronici flessibili è quello basato su semiconduttori organici (es. *TIPS-pentacene*), che sono composti da molecole coniugate, cioè da una catena di carbonio con legami singoli e doppi alternati. I semiconduttori organici rappresentano una classe di materiali che offrono diversi vantaggi rispetto ai materiali semiconduttori inorganici (basso costo, flessibilità meccanica, possibilità di ricoprire grandi superfici, facilità di deposizione virtualmente su ogni tipo di substrato) e le cui proprietà sono facilmente modificabili variando opportunamente i parametri del processo tecnologico con cui vengono sintetizzati o tramite semplici processi chimici. Tuttavia l'applicazione dell'elettronica flessibile basata su semiconduttori organici in contesti industriali sta procedendo in modo più lento rispetto a quanto era stato ipotizzato qualche anno fa. Le ragioni di ciò sono legate:

- ai limiti tecnologici delle tecniche di stampa attualmente ritenute consolidate, che non consentono la realizzazione di circuiti elettronici complessi
- alla limitata mobilità dei portatori di carica che caratterizza i più comuni semiconduttori organici

Entrambi questi aspetti critici sembrano stati attualmente superati dallo sviluppo di nuove tecniche di stampa con risoluzione (< 10  $\mu$ m) adeguata alla fabbricazione di circuiti elettronici complessi e dalla sintesi di semiconduttori organici con elevati valori della mobilità dei portatori di carica (fino a 10 cm<sup>2</sup> / V s)

Un approccio alternativo rispetto a quello basato su semiconduttori organici per la realizzazione di circuiti elettronici flessibili è quello che fa uso del grafene o dei nanotubi di carbonio opportunamente depositati su substrati plastici flessibili [3-4]. Infatti, sia in nanotubi di carbonio che il grafene, che hanno eccezionali proprietà tra cui l'elevatissima





conducibilità elettrica e resistenza meccanica, sono attualmente oggetto di un notevole interesse scientifico/tecnologico anche in vista delle loro potenziali applicazioni nel campo dell'elettronica flessibile.

Utilizzando l'approccio tecnologico basato su nanotubi di carbonio, alcuni anni fa è stato realizzato un circuito integrato digitale a media scala di integrazione (decoder a 4 bit) integrando transistori a film sottile basati su nanotubi di carbonio su un substrato flessibile di poliimmide [5]. I transistori inclusi in questo circuito integrato hanno proprietà interessanti: mobilità pari a circa 80 cm<sup>2</sup> / V s, tensione di alimentazione minore di 5 V, velocità di commutazione dell'ordine dei kHz. Il circuito elettronico ha una buona flessibilità meccanica e la tecnologia sviluppata possiede livelli di uniformità e riproducibilità che consentono la fabbricazione di circuiti integrati con elevato rendimento del processo tecnologico. Circuiti elettronici flessibili più complessi che integrano anche sensori di pressione e display sono stati dimostrati più recentemente utilizzando una tecnica simile [6].

Una metodica fortemente innovativa per la deposizione di nanotubi di carbonio su substrati flessibili è stata messa a punto recentemente all'Istituto di Nanoelettronica presso l'Università Tecnica di Monaco (*Technische Universität München*, TUM, *Institute for Nanoelectronics*). Si tratta di una tecnica a basso costo che prevede la deposizione spray dei nanotubi di carbonio. Essa è risultata compatibile con i processi industriali su larga scala e consente il controllo dello spessore del strato di nanotubi con elevata accuratezza. La deposizione spray dei nanotubi di carbonio consente la realizzazione di transistori, fotodiodi, celle solari, sensori di gas, sensori di pH e sensori di forza.

In particolare, nell'ambito del processo di fabbricazione delle celle solari organiche, la deposizione spray dei nanotubi di carbonio consente di realizzare elettrodi caratterizzati da elevata trasparenza tramite metodiche a bassa temperatura e basso costo [8]. Sebbene l'efficienza delle celle solari realizzate tramite questo approccio tecnologico sia abbastanza bassa (2,3 %) i risultati conseguiti sono ritenuti incoraggianti in relazione allo stato dell'arte delle celle solari organiche (massima efficienza raggiunta < 10 %).

Per quanto concerne il *sensing* di gas, è stato sperimentalmente dimostrato che i film di nanotubi di carbonio a parte singola realizzati tramite deposizione spray mostrano una notevole variazione della resistività in risposta alla variazione di concentrazione di diversi gas quali NH<sub>3</sub> etanolo, CO e CO<sub>2</sub>. La risoluzione dei sensori di gas realizzati con questa tecnologia è nell'intervallo 10-100 ppm. Il tempo di risposta è dell'ordine di poche decine di secondi.

### <u>Riferimenti</u>

[1] M. Caironi, Y.-Y. Noh, Eds., Large Area and Flexible Electronics, John Wiley & Sons, 2015.

[2] A. Köhler, H. Bässler, Eds., *Electronic Processes in Organic Semiconductors: An Introduction*, John Wiley & Sons, 2015.

[3] D.-M. Sun, C. Liu, W.-C. Ren, H.-M. Cheng, "A Review of Carbon Nanotube- and Graphene-Based Flexible Thin-Film Transistors," Small, vol. 9, 1188-1205, 2013.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



[4] K. Matsumoto, Ed., Frontiers of Graphene and Carbon Nanotubes: Devices and Applications, Springer, 2015.

[5] Q. Cao, H. Kim, N. Pimparkar, J. P. Kulkarni, C. Wang, M. Shim, K. Roy, M. A. Alam, J. A. Rogers, "Medium-scale carbon nanotube thin-film integrated circuits on flexible plastic substrates," Nature, vol. 454, 495-500, 2008.

[6] C. Wang, D. Hwang, Z. Yu, K. Takei, J. Park, T. Chen, B. Ma, A. Javey, "User-interactive electronic skin for instantaneous pressure visualization," Nature Materials, vol. 12, 899-904, 2013.

[7] A. Abdelhalim, A. Abdellah, G. Scarpa, P. Lugli, "Fabrication of carbon nanotube thin films on flexible substrates by spray deposition and transfer printing," Carbon, vol. 61, 72-79, 2013.

[8] S. Kim, J. Yim, X. Wang, D. D.C. Bradley, S. Lee, J. C. deMello, "Spin- and Spray-Deposited Single-Walled Carbon-Nanotube Electrodes for Organic Solar Cells," Advanced Functional Materials, vol. 20, 310-2316, 2010.

[9] A. Abdellah, A. Abdelhalim, M. Horn, G. Scarpa, P. Lugli, "Scalable Spray Deposition Process for High-Performance Carbon Nanotube Gas Sensors," IEEE Transactions on Nanotechnology, vol. 12, 174-181, 2013.







# 5.2 Navigazione GPS indipendente e autonoma

La navigazione autonoma è una funzionalità essenziale per la quasi totalità dei velivoli, inclusi quelli ipersonici. Essa consente infatti a tutti i sistemi avionici a bordo del velivolo di conoscere esattamente, in ogni istante di tempo, la posizione, la velocità e l'assetto del velivolo conoscendo unicamente la posizione iniziale, senza l'ausilio del segnale GPS. Il cuore di un sistema di navigazione autonomo è il sistema di navigazione inerziale che calcola posizione, velocità e assetto sulla base delle misure effettuate dai sensori inerziali [1]. Al fine di aumentare la propria accuratezza, il sistema di navigazione autonomo può includere, oltre al sistema di navigazione inerziale, altri sensori come gli *star tracker* ed i *Sun sensor*.

I sistemi di navigazione inerziale attualmente in uso sono montati direttamente sul veicolo,



Figura 5.1 - Schema a blocchi di un sistema di navigazione inerziale di tipo strapdown.

in questo senso essi vengono detti *strapdown*. In generale, un sistema di navigazione inerziale *strapdown* è fondamentalmente costituito da un insieme di sensori inerziali e da un calcolatore. É possibile, tuttavia, suddividere il sistema complessivo in sotto-blocchi, come riportato nella seguente figura.

Sono evidenziati i seguenti sotto-blocchi:

- insieme dei sensori inerziali (accelerometri e giroscopi)
- elettronica di supporto
- calcolatore deputato al calcolo dell'assetto
- calcolatore deputato al calcolo degli stati della navigazione

Tutti questi elementi vengono montati in un *case*, insieme all'alimentazione e all'interfaccia elettronica necessarie. L'intero sistema viene, quindi, fissato rigidamente al veicolo ospite. Generalmente, è necessario che il sistema inerziale venga installato su supporti antivibrazioni al fine di garantire l'isolamento dello stesso dal moto del veicolo a frequenze a cui l'unità inerziale è particolarmente sensibile.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Il calcolo degli stati della navigazione in un sistema inerziale di tipo *strapdown* avviene secondo lo schema a blocchi riportato nella seguente figura.



Figura 5.2 - Schema che illustra il procedimento tramite il quale avviene il calcolo degli stati della navigazione.

La necessità di ricorrere ad una doppia integrazione al fine di risalire ad informazioni sulla posizione rappresenta la causa di una delle principali criticità associate ad un sistema di navigazione inerziale. Infatti errori associati alla misura delle accelerazioni o delle velocità angolari si ripercuotono inesorabilmente sugli stati della navigazione andando a minare l'affidabilità, l'accuratezza e la precisione del sistema. Un errore nelle accelerazioni, ad esempio, provoca un errore proporzionale al tempo nella velocità e un errore proporzionale al quadrato del tempo nella posizione. Un errore di 0,01 m/s<sup>2</sup> comporta un errore di 1 metro dopo 10 secondi, di 36 metri dopo 1 minuto e di 900 metri dopo 5 minuti. Appare, allora, evidente come lo studio delle tipologie di errore associate ai sensori inerziali e l'analisi delle tecniche a disposizione per limitarne l'entità svolgano un ruolo cruciale nell'implementazione di un sistema di navigazione inerziale.

### 5.2.1 Unità di misura inerziale (IMU) e sensori inerziali

Come già accennato, le unità inerziali includono i sensori inerziali e l'elettronica di *readout/processing* di questi ultimi. In particolare, le unità integrano una terna di giroscopi che misurano la velocità angolare attorno ai tre assi coordinati ed una terna di accelerometri che misurano l'accelerazione lungo gli stessi assi.

Gli accelerometri per applicazioni aerospaziali, che costituiscono i componenti meno critici delle unità inerziali, sono o microsistemi elettro-meccanici (*micro-electro-mechanical systems*, MEMS) basati su una massa di prova il cui movimento viene monitorato tramite una opportuna tecnica di trasduzione (tipicamente capacitiva) oppure accelerometri a pendolo in quarzo [2]. Questi ultimi



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



sono gli unici che permettono di raggiungere elevate prestazioni (*bias drift* < 100  $\mu$ g) mentre gli accelerometri MEMS, abbastanza simili a quelli assai comunemente utilizzati nell'elettronica di consumo o nella robotica, vengono impiegati nelle applicazioni che richiedono prestazioni meno spinte. La quasi totalità delle IMU istallate su satelliti e lanciatori integrano un accelerometro a pendolo, tipicamente l'accelerometro Honeywell QA-3000 che è, di fatto, il componente standard per questo tipo di applicazione. Lo schema di principio di un accelerometro a pendolo in anello chiuso è mostrato nella figura seguente. La massa di prova è fissata al *case* tramite una cerniera. Il moto della massa dovuto all'accelerazione è monitorato attraverso il sistema di pickoff mentre un sistema di attuazione è in grado di applicare alla massa, dunque, è forzata a permanete nella posizione di riposo e l'accelerazione è stimata attraverso la tensione applicata al sistema di attuazione.



Figura 5.3 - Schema di principio di un accelerometro a pendolo.

I giroscopi [3] sono i componenti di gran lunga più critici e più costosi di una IMU ed i loro principali parametri prestazionali sono il bias drift e l'*angle random walk* (contributo di rumo con varianza direttamente proporzionale al tempo). Tutti i giroscopi per lo Spazio si basano sul l'effetto Sagnac, cioè sulla generazione di una differenza di fase (o frequenza) tra due fasci ottici che si contro-propagano lungo un percorso chiuso in rotazione, o l'effetto di Coriolis. Quest'ultimo viene sfruttato nello *hemispherical resonant gyroscope* (HRG), che è un giroscopio vibrante ad elevate prestazioni costituito da un risonatore meccanico ad elevato fattore di qualità (Q dell'ordine di  $10^7$ ), un *forcer* che induce e sostiene un'onda stazionaria nel risonatore, e un *pick-off* che rileva, tramite alcuni elettrodi, la posizione dei nodi e ventri nel dell'onda stazionaria. Questo giroscopio ha una risoluzione < 0,1 ° / h, ed un *bias drift* <0,01 ° / h. Il principale inconveniente di questo sensore è il suo costo molto elevato.

Da almeno due decenni, i sensori optoelettronici basati sull'effetto Sagnac dominano il mercato dei giroscopi per applicazioni spaziali. Il primo giroscopio optoelettronico per applicazioni spaziali è



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



stato il giroscopio laser ad anello (RLG), che è ancora ampiamente utilizzato, anche a bordo di lanciatori. Il giroscopio a fibra ottica (FOG), che presenta un *bias drift* che va da 0,1 °/h a 0,0003 °/h, è stato selezionato in numerosi missioni spaziali, specialmente in Europa, ed è stato montato a bordo dei *rover* planetari per l'esplorazione di Marte sviluppati dalla NASA. Finora, gli unici due giroscopi optoelettronici disponibili sul mercato, sono il FOG e il RLG.

Negli RLG, due modi risonanti contro-propaganti sono eccitati all'interno di una cavità ottica in cui un mezzo di guadagno produce l'amplificazione ottica della luce che lo attraversa. In base all'effetto Sagnac, la differenza tra le frequenze di risonanza dei due modi ottici che si propagano nella cavità è proporzionale alla velocità angolare del sensore. La configurazione di base di un RLG è mostrata nella figura seguente. I fasci generati all'interno della cavita laser a He-Ne interferiscono in corrispondenza dello specchio parzialmente riflettente e producono una figura d'interferenza che si sposta quando il sensore ruota attorno ad un asse ortogonale al piano della cavità. Una tensione applicata tra gli elettrodi (anodo e catodo) è usata per ionizzare la miscela di gas He-Ne, in modo da generare il guadagno ottico.



Figura 5.4 - Configurazione di un He-Ne RLG.

La configurazione di base di un FOG è mostrata nella figura seguente. Un divisore di fascio viene utilizzato per dividere la luce generata da una sorgente a larga banda. I due fasci così ottenuti sono accoppiati alle due estremità di un avvolgimento in fibra. Dopo propagazione all'interno dell'avvolgimento in fibra, le onde contro-propaganti vengono ricombinate dal divisore di fascio e il segnale ottico risultante dall'interferenza viene inviato al fotodiodo. Quando il sensore ruota attorno all'asse ortogonale al piano dell'avvolgimento, una differenza di fase tra i due fasci ottici contro-propaganti è indotta dall'effetto Sagnac. Misurando tale differenza di fase è possibile stimare la velocità angolare.



Figura 5.5 - Configurazione di un FOG.

Le prestazioni dei giroscopi optoelettronici già usati in ambiente spaziale sono riassunte nella tabella seguente.

	ASTRIX 200	ASTRIX 1120	ASTRIX 120	RGA- 14	RGA- 20	CIRUS	LN-200N	MIMU	FOG- based IRS
Produttore	Airbus Def.&Space	Airbus Def.&Space	Airbus Def.&Space	L3 Comm.	L3 Comm.	L3 Comm.	Northrop Grumman	Honeywell	Honeywell
Tecnologia	FOG	FOG	FOG	RLG	RLG	FOG	FOG	RLG	FOG
Bias drift (°/h)	0,0005	< 0,003	0,01	0,05 - 0,2	0,005 - 0,01	0,0003	0,1	< 0,005	< 0,0003
ARW (°/√h)	0,00012	0,002	0,0016	0,005 - 0,03	0,0025 - 0,004	0,00019	0,07	< 0,005	< 0,0001
Cons. di potenza (W)	24	12	24	< 16	< 25	< 25	12	< 32	-
Volume (cm <sup>3</sup> )	< 8000	1500	1200	3800	7800	2500	240	1200	-
Massa (kg)	13	4,2	6,7	2,2	5,27	13,5	0,75	4,7	-

Tabella 5.1 - Prestazioni dei giroscopi optoelettronici per applicazioni spaziali. ARW: angle random walk.

Negli ultimi anni l'attività di ricerca finalizzate alla miniaturizzazione dei giroscopi per lo Spazio è in costante aumento. Gli approcci fino ad ora esplorati per raggiungere questo obiettivo sono lo sviluppo di giroscopi MEMS con caratteristiche adeguate al loro impiego in ambiente Spaziale o la miniaturizzazione dei giroscopi optoelettronici attraverso l'optoelettronica integrata. I giroscopi MEMS per applicazioni spaziali finora sviluppati hanno mostrato problemi legati ad una limitata tolleranza alle radiazioni ed a una moderata immunità a vibrazioni e shock meccanici. I giroscopi



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



optoelettronici miniaturizzati, non includendo parti mobili, sono in linea di principio immuni da questo tipo di disturbi e quindi l'interesse della comunità scientifica nei loro confronti sta rapidamente crescendo. Tali giroscopi sono basati su un risonatore ottico ad anello planare che supporta due modi risonanti contro-propaganti. Quando il dispositivo è a riposo, le frequenze di risonanza dei due modi sono uguali. Quando il sensore ruota, la velocità angolare è proporzionale alla differenza tra le frequenze di risonanza dei due modi. Recentemente è stata studiata sia dal punto di vista teorico che sperimentale la fattibilità di un nuovo giroscopio optoelettronico completamente integrato su un chip di Fosfuro d'Indio (InP) attraverso il *modelling*, il progetto e la fabbricazione di diversi prototipi di sensori di velocità angolare in materiale InP [5-6] ed il test di sistema dell'intero giroscopio [7]. I risultati incoraggianti di queste attività di ricerca rendono auspicabile l'incremento dello sforzo di ricerca teso alla dimostrazione del primo giroscopio optoelettronico per lo Spazio completamente integrato su singolo chip.

### 5.2.2 Star tracker e Sun sensor

Gli *star tracker* ed i *sun sensor* sono sensori che permettono di aumentare l'accuratezza del sistema di navigazione autonoma permettendo di compensare eventuali errori dovuti al sistema di navigazione inerziale.

La funzione di un sun sensor è quella di misurare l'angolo di incidenza della radiazione solare o equivalentemente la posizione relativa del Sole nel cielo. Essi possono essere suddivisi in due categorie: coarse Sun sensor e fine Sun sensor. I coarse Sun sensor sono costituiti da celle solari che sono fissate su diversi lati del velivolo per massimizzare il campo visivo. Sulla base del confronto delle correnti generate dalle diverse celle, può essere determinata la direzione di massima illuminazione, che è la direzione di incidenza della radiazione solare. Con questa semplice misura, l'assetto del velivolo può essere stimato con una accuratezza pari a circa 10° - 20°. I fine Sun sensor sono progettati per effettuare una misurazione più accurata della direzione del Sole. In essi la radiazione solare giunge sul rilevatore che ha il compito di stimare la direzione di provenienza della luce Solare attraverso un opportuno sistema di ottiche che minimizza il disturbo dovuto all'albedo terrestre (radiazione emessa dal Sole che viene riflessa dalla superfice terrestre). Il rivelatore è sostanzialmente un sensore di immagine costituito da un array bi-dimensionale di celle fotosensibili (pixel) solitamene in tecnologia CMOS. Attualmente sono in fase avanzata di sviluppo, anche in Europa, fine Sun sensor miniaturizzati con un volume di circa 50 cm<sup>3</sup>, un peso < 100 g e un consumo di potenza < 100 mW che permettono una stima della direzione di provenienza della radiazione solare con una accuratezza  $< 0,1^{\circ}$  [8]. In questi sensori il rivelatore è un array di più di centomila pixel in tecnologia CMOS tutti integrati su un chip in Silicio che include anche la circuiteria di readout, elaborazione e comunicazione. L'uscita del sensore è di tipo digitale.

Gli *star tracker* determinano l'assetto di un velivolo attraverso l'identificazione di configurazioni di stelle (*star pattern*). Essi sono costituiti da un sistema ottico che raccoglie l'immagine, un sensore di immagine ed un circuito digitale per l'elaborazione delle immagini e la determinazione dell'assetto. Quest'ultima avviene attraverso il confronto tra lo *star pattern* rilevato dal sensore di immagine e un catalogo di *star pattern* che lo *star tracker* ha in memoria. La sezione trasversale di



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



uno *star tracker* è mostrata nella figura seguente. La funzione del deflettore è quella di bloccare la luce proveniente dal Sole e dalla Terra, facendo in modo che sull'obiettivo giunga solo la luce delle stelle. L'obiettivo serve a focalizzare la luce proveniente dalle stelle sul sensore di immagine mentre la cella Peltier serve a raffreddare il sensore di immagine, in modo da minimizzare il rumore termico generato.



Figura 5.6 - Sezione trasversale di uno star tracker.

Attualmente gli *star tracker* costituiscono dei sistemi completamente autonomi e completi per la determinazione del quaternione d'assetto e della velocità angolare con elevata accuratezza. Negli *star tracker* recentemente sviluppati i sensori di immagine impiegati sono quelli in tecnologia CMOS. Gli *star tracker* allo stato dell'arte hanno una accuratezza minore di 10 arcsec (0,003° circa) e sono immuni sia agli eventi solari che alla radiazione riflessa da oggetti spaziali non stellari come Luna, pianeti e comete. I principali fornitori europei di *star tracker* sono Selex ES - Finmeccanica (Italia), EADS Sodern (Francia), Jena Optronik (Germania), Terma (Danimarca), Surrey Satellite Technology Limited (UK).

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] D. Titterton, J. L. Weston, Strapdown Inertial Navigation Technolog, IET, 2004.
- [2] Lawrence, Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance, and Control, Springer, 2012.
- [3] M. N. Armenise, C. Ciminelli, F. Dell'Olio, V. M. N. Passaro, Advances in gyroscope technologies, Springer, 2011.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



- [4] S. Kowaltschek, "Lessons learnt from the SiREUS MEMS detector evaluation," 6th ESA Workshop on Avionics Data, Control and Software Systems, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, October 23-25, 2012.
- [5] C. Ciminelli, et al., "High performance InP ring resonator for new generation monolithically integrated optical gyroscopes," Optics Express 21, 556-564 (2013).
- [6] C. Ciminelli et al., "A high-Q InP resonant angular velocity sensor for a monolithically integrated optical gyroscope," IEEE Photonics J. 8, 6800418, 2016.
- [7] F. Dell'Olio, et al., "System test of an optoelectronic gyroscope based on a high Q-factor InP ring resonator," Opt. Engineering 53, 127104, 2014.
- [8] B.M. de Boer et al., "MiniDSS: A low-power and high-precision miniaturized digital sun sensor," Presented at ICSO 2012, Ajaccio, 9-12 Ottobre 2012.
- [9] W. Ley, K. Wittmann, W. Hallmann, Eds., *Handbook of Space Technology*, John Wiley & Sons, 2009







# 6 Sistemi di telecomunicazione

### 6.1 Comunicazione indipendente da blackout

Durante il rientro atmosferico di velivoli spaziali o durante il volo di velivoli ipersonici capaci di raggiungere numeri di Mach considerevoli, si viene a formare uno strato di plasma attorno al velivolo stesso come risultato dell'eccessivo riscaldamento dell'aria circostante dovuto all'interazione con onde d'urto. Questo strato di plasma è in grado di bloccare le comunicazioni radio tra il velivolo ed il segmento di terra per un periodo che può variare fra alcuni secondi o diversi minuti a seconda di vari fattori come la configurazione del velivolo, la velocità di volo la densità atmosferica etc.

La maggior attenuazione si ha qualora la frequenza di trasmissione sia paragonabile alla frequenza di taglio del plasma, proporzionale alla densità elettronica del plasma stesso. É naturale quindi che i vari metodi per la mitigazione di tale problema cerchino di agire su questa variabile, diminuendola a tal punto da far sì che la frequenza di taglio del plasma sia decisamente inferiore a quella utilizzata per la comunicazione. Tali metodi possono essere suddivisi in attivi e passivi. I primi manipolano le caratteristiche del plasma e della densità elettronica in regioni localizzate attorno ai mezzi di trasmissione in modo da facilitarne l'effettivo utilizzo. I secondi agiscono sul design del velivolo in modo tale da minimizzare gli effetti del plasma sul segnale di comunicazione.

Nel seguito vengono descritti alcuni fra i più promettenti metodi di mitigazione del blackout di comunicazione.

*Aerodynamic shaping*. Questo metodo consiste nel progettare i bordi di attacco delle ali e la parte frontale della fusoliera in modo tale da minimizzare la generazione di plasma. Nella stessa categoria ricade un metodo alternativo, studiato dalla NASA per il programma Space Shuttle, che prevede delle sonde posizionate sull'ogiva del velivolo contenenti delle antenne, in modo tale che queste ultime si trovino al di fuori dell'onda d'urto e siano quindi in grado di trasmettere e ricevere segnale. Le sonde prevedevano, ovviamente, l'utilizzo di un sistema di raffreddamento interno.

*Alta frequenza*. Uno dei metodi di mitigazione meno invasivi, rispetto alla configurazione del velivolo ed al budget di potenza, è l'utilizzo di una frequenza maggiore di quella di taglio del plasma. Attenuazioni considerevoli, per alti numeri di Mach, si hanno dalla banda VHF (100 MHz) alla banda X (8-10 GHz). Utilizzando frequenze quali la Ka (32 GHz) l'attenuazione del segnale di trasmissione e ricezione è considerevolmente inferiore, permettendo a capsule di rientro di continuare le normali comunicazioni. Frequenze così alte hanno comunque alcune controindicazioni tra le quali il fatto di avere larghezze di fascio decisamente strette per cui necessitano di sistemi di puntamento ad alta precisione. Questo metodo richiede quindi l'implementazione di un segmento di terra adeguato e l'utilizzo di particolari tecnologie antennistiche quali, ad esempio, le phased array.

*Iniezione di liquidi raffreddanti.* Durante il programma Gemini la NASA ha condotto alcune alcuni esperimenti utilizzando l'iniezione di liquidi di raffreddamento nel flusso d'aria in modo da alleviare il blackout. Durante il rientro della missione Gemini 3 l'iniezione di acqua nel flusso



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



d'aria portò ad un significativo aumento di potenza del segnale di telemetria (VHF) ad un'altitudine di circa 100 km, e del segnale beacon (Banda C) a circa 50 km. Si deduce che tale meccanismo di riduzione della densità elettronica del plasma sia dovuto ad un effetto di ricombinazione che avviene sulla superficie delle gocce d'acqua iniettate. L'utilizzo di tale metodo prevede l'imbarco del dovuto liquido di raffreddamento, il cui ammontare potrebbe risultare proibitivo per una missione che abbia un lungo periodo di blackout (ad esempio lo Space Shuttle). Il suo impiego può essere quindi limitato alla sole capsule balistiche di rientro orbitale.

*Campo magnetico.* Data la natura ionizzata del plasma, è teoricamente possibile variarne alcune proprietà (tra cui la densità elettronica) attraverso l'uso di un campo magnetico. Esperimenti condotti dalla NASA hanno dimostrato che un campo magnetico d 750 Gauss è in grado di ridurre l'attenuazione per onde VHF di 20 dB, passando da 60 a 40 dB di attenuazione. Altri studi affermano che un campo magnetico da 1500 Gauss sia capace di garantire una finestra per la trasmissione RF utilizzando il modo Whistler, ovvero quando la frequenza ciclotronica del campo magnetico eguaglia quella della trasmissione RF. Tale tecnologia è di estremo interesse per l'utilizzo su velivoli ipersonici ad alto numero di Mach, in quanto anche con campi di forza non troppo elevati (<< 1500 Gauss) è possibile avere effetti positivi sulla trasmissione. Bisogna comunque tenere a mente che l'introduzione di un sistema per la generazione di un camp magnetico deve essere fortemente integrata con lo studio di configurazione del velivolo.

### <u>Riferimenti</u>

- [1] R.L. Stenzel, J.M. Urrutia. *A new method for removing the blackout problem on reentry vehicles.* Journal of Applied Physics 113, 2013.
- [2] N.Mehra, R. K. Singh, S.C. Bera. *Mitigation of communication blackout during re-entry using static magnetic field.* Progress In electromagnetic Research, 2015.
- [3] R.A. Hartunian, G.E. Stewart, T.J. Curtiss et al. *Implications and mitigation of radio frequency blackout during re-entry of reusable launch vehicles*. AIAA 2007-6633.
- [4] G. He, Y. Zhan, N. Ge. *Adaptive transmission method for alleviating the radio blackout problem.* Progress In electromagnetic Research, 2015.

### 6.2 Antenne resistenti al calore

Il profilo di volo di un velivolo ipersonico espone i bordi d'attacco delle sue superfici ad elevati carichi aerodinamici ed intensi flussi termici. Compatibilmente con i servizi di ricetrasmissione richiesti per il volo e le relative frequenze allocate, la tipologia di antenne favorite è quella che massimizza la possibilità di integrazione nelle superfici del velivolo. In tale ambiente l'esposizione delle antenne ai flussi termici rimane comunque rilevante e deve essere gestita per assicurare l'invariabilità delle performance e garantire l'isolamento rispetto all'interno del velivolo con cui l'antenna è collegata. Gli aspetti di gestione dei flussi termici che riguardano la posizione sul corpo del velivolo, le modalità d'installazione e la protezione termica devono essere gestiti



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



contestualmente al progetto dell'antenna con un processo iterativo, che dovrà tenerne conto nella definizione dei requisiti (e.g. performance, materiali) e nel design stesso, che è fortemente influenzato da queste condizioni.

Le tecnologie abilitanti nel campo delle heat resistant antennas riguardano il design dell'antenna con i materiali dotati delle caratteristiche elettromagnetiche e termomeccaniche idonee al suo impiego.







# 7 Aerotermodinamica

## 7.1 Analisi di mitigazione del fenomeno del sonic boom

Uno dei fattori che potrebbe smorzare lo sviluppo commerciale dei velivoli ipersonici è la propagazione dal velivolo al suolo di una perturbazione di pressione, nota come sonic boom, che causa dei disturbi inaccettabili. La predizione del *sonic boom* è un tipico problema multi-scala, in quanto il segnale di pressione generato dalla struttura dell'urto in prossimità del velivolo, su una scala data dalla lunghezza di riferimento di quest'ultimo L, è trasmesso molto lontano attraverso l'atmosfera, a una distanza dell'ordine dei 100L, fino al campo asintotico.

La propagazione del disturbo di pressione è l'aspetto più importante del fenomeno: effetti non lineari di piccola ampiezza si accumulano attraverso le lunghe distanze e distorcono significativamente il segnale di pressione, portando alla coalescenza della distribuzione di pressione in urti che generalmente formano a loro volta delle strutture N-wave.



Figura 7.1 - Formazione di una N-wave dalla propagazione di shock di un velivolo.

Simulare la propagazione del boom fino al campo asintotico attraverso metodi CFD è ancora un compito molto arduo, nonostante i continui sforzi in questa direzione, a causa degli enormi requisiti di griglia necessari per rappresentare accuratamente disturbi così piccoli su distanze molto grandi. L'attuale tecnologia considera una predizione CFD del campo vicino al velivolo accoppiata ad un approccio di tipo "ray tracing" per la propagazione fino al campo asintotico.

L'argomento sonic boom fiorì negli anni sessanta con l'avvento del progetto *Supersonic Transport* che fu cancellato nel 1971, poi da metà degli anni ottanta fino a metà degli anni novanta con il



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



successivo programma *High Speed Civil Transport* (HSCT), ed è stato recentemente riproposto nell'ambito del progetto *Quiet Supersonic Platform* (QSP) del DARPA.

Il programma *Shaped Sonic Boom Demonstrator* verificò, attraverso test di volo, che agire sulla forma del velivolo è una strategia efficace per modificare il segnale del *boom* al suolo.



Figura 7.2 - Velivolo sviluppato per il programma Shaped Sonic Boom Demonstrator.

Diverse metodologie di design sono state proposte nel passato recente per alleviare il fenomeno del *sonic boom*. Un possibile approccio per la mitigazione del *boom* consiste nel realizzare un particolare modello di campo vicino al velivolo, in cui c'è una corrispondenza nella forma d'onda e nella geometria tra urti ed espansioni tale da evitare il problema della propagazione. Tuttavia, sebbene l'ottimizzazione basata su obiettivi a livello del suolo sia meno intuitiva, lavorare direttamente con le grandezze al suolo è consigliabile essendo quest'ultime delle quantità fisicamente misurabili, usate negli studi di accettabilità del boom.

# 7.2 Controllo dello strato limite

Un passo critico nel progetto dei velivoli ipersonici consiste nel considerare gli effetti della rugosità superficiale sullo strato limite per determinare il rateo di riscaldamento e il carico termico totale sul



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



velivolo, in modo da scegliere e dimensionare opportunamente il sistema di protezione termica (TPS).

Di particolare interesse è la determinazione delle diverse forme di rugosità che si possono avere sul velivolo e la conoscenza delle dimensioni critiche della rugosità tali da permettere un flusso il più laminare possibile per minimizzare il riscaldamento del velivolo. Per esempio, un velivolo per il rientro con una copertura superficiale TPS ablante può sviluppare una distribuzione di rugosità casuale, mentre un TPS a piastrelle ceramiche può dar vita ad una rugosità discreta e localizzata in punti specifici dovuta al leggero disallineamento delle piastrelle che forma dei gradini e/o delle brecce sulla superficie.

La rugosità può anche essere usata appositamente per promuovere la transizione dello strato limite per controllarlo. Per esempio, un flusso turbolento è auspicabile all'entrata della presa d'aria di un ramjet a combustione supersonica (SCRAMjet), per mitigare la separazione del flusso all'interno del motore.

Una transizione controllata dello strato limite è necessaria anche quando si vogliono testare modelli in scala ridotta nella galleria del vento, per riprodurre le condizioni di volo il più accuratamente possibile.



Figura 7.3 - Attuale ricerca riguardante sistemi di transizione attiva e passiva.

Studi sperimentali sono necessari per accertare l'effetto di diversi tipi di rugosità sulla transizione dello strato limite ipersonico.

Altri mezzi per controllare la transizione nello strato limite ipersonico sono: tecniche di soffiamento [2]; superfici assorbenti ultrasonicamente; attuatori magnetoidrodinamici (MHD)[3].





#### <u>Riferimenti</u>

- [1] Choudhari M., Li F., Chang C.-L., Edwards J., On the Effects of Surface Roughness on Boundary Layer Transition, ICEAE2009, 2009, Bangalore, India
- [2] Berry S.A., Nowak R.J., Horvath T.J., Boundary Layer Control for Hypersonic Airbreathing Vehicles, 34<sup>th</sup> AIAA Fluid Dynamics Conference, Portland, Oregon, 2004, AIAA-2004-2246
- [3] Kimmel R.L., Gogineni S., Adamovich I., Rich J.W., Zhong X., Update on MHD Control of Supersonic/Hypersonic Boundary-Layer Transition, 12<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, December 2003, Norfolk, Virginia, AIAA 2003-6924.

# 7.3 Separazioni ipersoniche

Il fenomeno della separazione è molto complesso dal punto di vista fisico e può dipendere da un gran numero di variabili, particolarmente in condizioni tridimensionali.

In campo pratico, consistenti perdite di controllo aerodinamico si verificano ogni qualvolta il flusso d'aria si separa da una superficie. La separazione dello strato limite, che è estremamente importante per flussi a bassa velocità, lo è ancora di più a regime ipersonico a causa dell'elevato contenuto energetico di quest'ultimo. L'effetto della separazione pertanto deve essere studiato preventivamente, e sistemi di controllo devono opportunamente essere progettati per prevenire e/o risolvere eventuali problemi legati ad essa.

In letteratura vi è purtroppo una scarsa percentuale di dati legati alla separazione ipersonica, infatti l'argomento è uno dei meno trattati in ambito aerospaziale. Le analisi svolte riguardano casi specifici di natura sperimentale e analisi fluidodinamica bidimensionale. In condizioni ipersoniche le cause generatrici del problema possono essere differenti e non dipendono solo dalle condizioni del flusso incidente e dalla geometria del bordo di attacco. Infatti, oltre all'incidenza delle onde d'urto, si possono generare aumenti repentini di pressione dovuti alla geometria del bordo di uscita e questi possono essere propagati a monte del profilo attraverso lo strato limite. In questa situazione e in funzione della gravità della separazione, non si può avere un riattacco fin quando anche la discontinuità a valle non viene annullata. Quello che ne deriva è un'inversione dei momenti agenti sul profilo che porta alla condizione di stallo aerodinamico, con perdita totale del controllo del velivolo.

A regime ipersonico tutto ciò genera anche un incremento di pressione e temperatura notevole, che può superare il doppio dei valori raggiunti nei punti di ristagno locali. Uno dei fattori che aiuta nella progettazione dei sistemi di controllo è dovuto alle pressioni generate dalle superfici di compressione che, in regime ipersonico, sono superiori (anche di 2 ordini di grandezza) rispetto alle espansioni, pertanto con opportuni controlli aerodinamici è possibile monitorare la separazione e nel caso riattaccare il flusso separato. Stabilità e controllo dello strato limite a regime ipersonico



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



La separazione dello strato limite a regime ipersonico deve essere in qualche modo prevista e se possibile controllata per garantire la sicurezza e l'affidabilità del velivolo. Lo studio della transizione, ovvero la fase in cui il regime di flusso da laminare diventa turbolento, risulta essere un argomento ostico a regime subsonico per cui a regime ipersonico diventa ancora più complesso. Fortunatamente i modelli teorici moderni e le simulazioni CFD forniscono indicazioni utili sulla stabilità in determinate condizioni e ciò permette di prendere alcune decisioni sullo studio del controllo di transizione. La previsione della fase di transizione da laminare a turbolento è di fondamentale importanza per lo studio di velivoli aerospaziali ipersonici, perché la separazione in tali condizioni causa un incremento sul riscaldamento globale del mezzo dovuto all'attrito generato dai flussi turbolenti, compromette l'aerotermodinamica del mezzo; inoltre incide in maniera importante sull'operabilità del propulsore, trovandosi questo a lavorare in condizioni per cui non è stato progettato.

In generale, la fase di transizione è un risultato della risposta non lineare di uno strato limite laminare dovuta a vari disturbi ambientali ed essa, rispetto a flussi incomprimibili; in condizione di flusso ipersonico risulta molto più complessa da studiare. La maggior parte delle conoscenze in nostro possesso sulla stabilità ipersonica e sullo studio di transizione ipersonico è basato sulla Linear Stability Theory LST (Herbert 1997, Mack 1984), che modella la crescita esponenziale e il decadimento delle onde di strato limite. Mack stesso ha rilevato che sono presenti onde acustiche di elevata intensità che vanno ad aggravare il problema dell'instabilità dello strato limite, questi sono fenomeni che in aggiunta alle onde d'urto generate (in funzione della geometria del mezzo) aggravano e complicano il problema della separazione ipersonica. Anche la rugosità superficiale dei materiali adottati genera delle perturbazioni che a questi regimi portano a separazione.

Nonostante sia necessario utilizzare metodi numerici ad alta precisione per risolvere una vasta gamma di tempi e scale di lunghezza del flusso, grazie agli sviluppi recenti è possibile applicare metodi CFD di Direct Numerical Simulation (DNS) per studiare con una certa accuratezza il fenomeno della separazione. Certamente questo rimane ancora uno dei grossi problemi nella progettazione di velivoli aerospaziali, soprattutto nell'ottica di dover utilizzare questi per il trasporto commerciale e/o civile.

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] Development of a Two-Temperature Open-Source CFD Model for Hypersonic Reacting Flows, Vincent Casseau, Thomas J. Scanlony and Richard E. Brownz, University of Strathclyde, Glasgow, G1 1XJ, UK annurev-fluid-vol43 High-Speed Boundary Layers Transition and Stability of High-Speed Boundary Layers, Alexander Fedorov, Annu. Rev. Fluid Mech. 2011. 43:79–95
- [2] Direct Numerical Simulation on the Receptivity, Instability, and Transition of Hypersonic Boundary Layers, Xiaolin Zhong and Xiaowen Wang, Annu. Rev. Fluid Mech. 2012. 44:527–61



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



- [3] Overview of Transonic to Hypersonic Stage Separation Tool Development for Multi-Stage-To-Orbit Concepts, Kelly J. Murphy, Pieter G. Buning, Bandu N. Pamad, William I. Scallion, Kenneth M. Jones, NASA Langley Research Center, Hampton
- [4] J. D. Anderson, Modern compressible flow with historical perspective, McGraw-Hill, 1982.
- [5] Park, C., Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics, John Wiley & Sons, 1990
- [6] G. Colonna, D. D'Ambrosio, M. Capitelli, Consistent Comparison of Macroscopic and State-to-State Kinetics in Hypersonic Flows, 39th AIAA Thermophysics Conference, 25-28 June 2007, Miami, FL.

# 7.4 Fisica del flusso

### 7.4.1 Interazioni tra urti

Le interazioni tra urto e urto e tra onda d'urto e strato limite sono di vitale importanza per il design di velivoli per il volo ipersonico. Queste interazioni hanno luogo su componenti importanti, come le superfici di controllo aerodinamico e i condotti d'entrata dei ramjet a combustione supersonica (SCRAMjet), ecc. Una stima precisa dell'entità di queste interazioni è essenziale per garantire che siano prese misure idonee per contrastare gli effetti deleteri delle interazioni tra urti e tra onda d'urto e strato limite. In passato sono stati condotti diversi studi sperimentali e teoretici riguardanti queste interazioni.

Il flusso ipersonico attorno ad uno spigolo con separazione del flusso a valle della rampa, che coinvolge interazioni multiple tra onde d'urto, è significativamente importante per il progetto aerotermico di un velivolo ipersonico. Tale flusso potrebbe influenzare pesantemente l'efficacia dei flap di controllo.

Anche il campo di moto attorno a un doppio cono è molto complesso.



*Figura 7.4 - Pressione superficiale normalizzata e rateo di trasferimento di calore per una forma doppioconica affilata;*  $M_{\infty}$ =11.30,  $R_{\infty}$ =1.33x10<sup>5</sup> m<sup>-1</sup>.

L'onda d'urto attaccata dal primo cono interagisce fortemente con l'urto staccato associato al secondo cono. Questa interazione tra urti genera un urto che si trasmette e impinge sulla superficie del secondo cono, generando un flusso superficiale di calore e delle pressioni estremamente alte. Le forti pressioni che si generano nella giunzione tra i due coni fanno separare il flusso in questa regione. La bolla di separazione interagisce con il campo di moto non viscoso e riduce la forza dell'urto che si propaga.

La separazione del flusso è di grande importanza per il volo ipersonico. I suoi effetti negativi sul controllo del velivolo e sulle prestazioni così come il suo contributo al carico termico, causato dal successivo riattaccamento del flusso, preoccupano i progettisti di velivoli aerospaziali ad alta velocità. Le giunzioni tra fin e fusoliera e tra ala e fusoliera sono particolarmente soggette alla separazione del flusso a causa dell'interazione tra le forti onde d'urto dell'ala e del fin con lo strato limite sulla superficie della fusoliera.

É necessario un approccio computazionale instazionario di ordine elevato per prevedere i flussi ipersonici fortemente separati, non in equilibro, ad alta entalpia. L'approccio in genere preferito è di integrare un metodo Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) con i più avanzati modelli di chiusura per gli effetti della compressibilità, l'alta entalpia (accoppiamento tra fluido- e termo-dinamica) e del non equilibrio (accoppiamento tra fluidodinamica e chimica).

### 7.4.2 Processi di transizione

La transizione laminare-turbolento nello strato limite ipersonico ha un effetto drammatico sul trasferimento di calore, l'attrito superficiale e la separazione. Questo effetto è critico per i velivoli



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



da rientro e a crociera respirante, dato che la fisica del processo di transizione non è ancora stata capita abbastanza bene da utilizzarla per fini predittivi.

Il processo di transizione è innescato dalla crescita e dallo sviluppo di disturbi che si generano sul corpo o nella corrente indisturbata. I disturbi ambientali includono la turbolenza atmosferica, le irregolarità entropiche, i particolati, e le scariche elettrostatiche. I meccanismi di ricezione con cui i disturbi entrano nello strato limite sono influenzati dalla rugosità, dall'ondosità, dalle smussature, dalla curvatura, dal numero di Mach, e così via.

La crescita dei disturbi è determinata dalle instabilità dello strato limite. Queste instabilità sono a loro volta influenzate da tutti i fattori che caratterizzano il flusso medio nello strato limite, incluso il numero di Mach, la curvatura in direzione parallela e trasversale al flusso, il gradiente di pressione, la temperatura, e così via.

Guardando alle dozzine di parametri che influenzano la transizione, ci si rende conto che i classici tentativi di correlare il "punto" di transizione con uno o due parametri come il numero di Reynolds e di Mach risulteranno necessariamente limitati in accuratezza e affidabilità. Correlazioni così semplici possono funzionare solo per casi non troppo distanti da quelli già testati.

Tuttavia, per le forme semplici la prospettiva per metodi di stima affidabili sembra promettente. Ad esempio, per gli strati limite 2D, le correlazioni tra la transizione e la crescita integrale delle onde di instabilità lineari hanno mostrato un accordo promettente con gli esperimenti. Sebbene queste correlazioni trascurino tutti gli effetti delle ricettività e delle instabilità secondarie, sembrano funzionare piuttosto bene per un gran numero di situazioni, in cui il rumore ambientale è generalmente basso e gran parte della crescita delle onde è lineare.

Le simulazioni dirette della transizione e le Equazioni di Stabilità Parabolizzate sviluppate recentemente hanno reso possibile studiare in dettaglio i meccanismi di transizione e le instabilità. Il calcolo affidabile di instabilità stazionarie e progressive è ora possibile ma non ancora banale. I metodi di predizione basati sui meccanismi di transizione devono essere sviluppati e validati.

C'è bisogno di lavoro sperimentale che quantifichi non solo la posizione del punto di transizione ma anche i meccanismi coinvolti, in modo da migliorare le teorie moderne, la cui accuratezza dipende dall'opportuna modellazione dei meccanismi di transizione. Le difficoltà rimangono, poiché le gallerie del vento ipersoniche soffrono il problema dell'alto livello di rumore.

Lo studio dell'influenza sui processi di transizione dovuti alla rugosità superficiale degli elementi di un velivolo è di sicuro interesse. Infatti, una delle maggiori cause di incertezza nel controllo di un velivolo ipersonico in condizioni di rientro è legata alla transizione asimmetrica dello strato limite lungo il corpo del velivolo stesso. Le teorie e metodologie allo stato dell'arte sviluppate per lo studio dei meccanismi di transizione dello strato limite di un flusso incomprimibile devono essere estese e validate per un flusso fortemente comprimibile, includendo, ovviamente, importanti



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



correzioni. Per comprendere al meglio le basi fisiche di questo fenomeno sono necessari accurati strumenti numerici e dati sperimentali. Entrambi gli approcci sono decisamente costosi e rappresentano una sfida per scienziati e ingegneri che lavorano alla progettazione di velivoli spaziali di prossima generazione che connettano la Terra alla sua regione orbitale.

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] Schneider S.P., Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies, Progress in Aerospace Sciences,40 (2004), 1–50.
- [2] S. Cherubini, P. De Palma, J.-C. Robinet, A. Bottaro, "Rapid path to transition via nonlinear localized optimal perturbations in a boundary-layer flow", Physical Review E, 82, 066302 (2010).
- [3] S. Cherubini, M. D. de Tullio, P. De Palma, G. Pascazio, "Transient growth in the flow past a three-dimensional smooth roughness element", *Journal of Fluid Mechanics*, 724, 642-670 (2013) (ISSN 1070-6631).

### 7.4.3 Dinamica di miscelamento

La dinamica del miscelamento svolge un ruolo fondamentale nel flusso interno di sistemi propulsive ipersonici (presa d'aria, isolatore, combustore e ugello). Lungo la traiettoria di flusso, il fluido è soggetto a numerosi e complessi effetti di compressibilità che coinvolgono la turbolenza da urto e le interazioni tra onde d'urto e strato limite.

La curvatura delle linee di flusso è decisamente importante lungo la presa d'aria, mentre sull'isolatore possono instaurarsi sia una gradiente di pressione avverso sia separazioni dello strato limite. La miscelazione del flusso ed il rilascio di calore sono invece tipici del combustore, e la presenza di flussi secondari nella presa d'aria può influenzare fortemente il processo di miscelazione. Sempre nel combustore, vengono utilizzate tecnologie di mantenimento della fiamma che introducono zone di ricircolo in modo da incrementare il tempo di residenza e migliorare il miscelamento del flusso. E' infatti ormai riconosciuto che l'efficienza di miscelamento in un flusso turbolento sia ridotta da fenomeni di compressibilità, andando a complicare un flusso oltremodo complesso come quello dei velivoli ipersonici. Si rivela necessaria, quindi, una maggior conoscenza dei processi fisici alla base di questi effetti, in modo tale da migliorarne la modellazione.

E' ben risaputo che la correlazione tra rapidi cambiamenti di pressione e deformazione gioca un ruolo chiave nella riduzione del miscelamento turbolento in flussi ad alta velocità. Conseguentemente, un'accurata modellazione di questa correlazione è vitale per la corretta predizione di flussi ipersonici.

Come viene spiegato in [1], mentre delle equazioni RANS ben poste possono essere adeguate per numerose parti della traiettoria di flusso, ci sono regioni del flusso stesso (aree di mantenimento di fiamma) dove effetti instazionari e strutture coerenti a larga scala giocano un ruolo dominante. In più, il livello di accuratezza richiesto in queste regioni potrebbe rivelarsi più elevato dato che il



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



miscelamento del flusso e l'*entrainment* dell'aria nel flusso di combustibile influenza fortemente le reazioni chimiche e il rilascio di calore.

Predizioni accurate del miscelamento richiedono, in generale, una descrizione più precisa del campo di velocità di quella necessaria per la valutazione di quantità aerodinamiche come resistenza, portanza etc. Questo è dovuto al fatto che il miscelamento turbolento comprende tutte le scale di moto. Di conseguenza, per regioni di miscelamento turbolento con inerente non stazionarietà e grandi strutture coerenti, il modello RANS è inadeguato [1]. Modelli ibridi come il *Partially-Averaged Navier Stokes* [1] sembrano essere più appropriati, oppure è necessario sviluppare degli approcci computazionalmente dispendiosi come le simulazioni a grandi vortici.

Lo sviluppo di questo tipo di strumenti numerici per applicazioni con flussi ipersonici è un argomento di ricerca fondamentale per comprendere le basi della fisica del flusso per sistemi propulsivi ipersonici.

### <u>Riferimenti</u>

[1] A. J. Smits, M. P. Martin, S. Girimaji, "*Current status of basic research in hypersonic turbulence*", 39<sup>th</sup> AIAA Fluid Dynamic Conference, Orlando FL, 2009.

### 7.4.4 Flussi turbolenti

La modellazione della turbolenza rimane una delle maggiori fonti d'incertezza nella predizione computazionale delle forze aerodinamiche e del flusso di calore per i campi di moto ipersonici. Generalmente, i modelli di turbolenza utilizzati per i campi ipersonici sono estensioni di quelli sviluppati per flussi a bassa velocità, con l'aggiunta di correzioni per la compressibilità. Essi devono però modellare dei fenomeni molto complessi come le interazioni tra urto e strato limite o strati limite con reazioni chimiche.

La presenza di strutture coerenti negli strati limite, anche conosciute come *Large Scale Structures* (LSM) o *Very Large Scale Structures* (VLSM), è ormai comunemente accettata e provata per flussi a basso numero di Mach. Alcuni autori hanno postulato l'esistenza di vortici "hairpin", una semplice struttura di flusso che spiega la formazione di strisce di flusso a bassa velocità e l'eiezione di fluido a bassa quantità di moto in regioni a più alta quantità di moto a maggiore distanza dai confini. Sono state prodotte prove sperimentali e numeriche della presenza di vortici "hairpin" e di strisce di flusso in strutture più grandi [2,3].

Riguardo a strati limite ad alto numero di Mach, i risultati indicano cambiamenti nelle proprietà delle strutture come la diminuzione in lunghezza all'aumentare del numero di Mach. Tecniche avanzate di PIV (Particle Image Velocimetry) permettono la caratterizzazione spaziale e temporale di strati limite turbolenti e supersonici e di interazioni fra onde d'urto e strati limite.





SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti

Sia i dati sperimentali che numerici a Mach supersonici hanno mostrato prove di VSLM, come l'esistenza di pacchetti "hairpin" e superstrutture.



Figura 7.5 - Immagini con scattering Rayleigh filtrate dell'interazione a Mach 8 di un'onda d'urto con rampa di compressione a 8° con lo strato limite.

Nel 2006, un'attenta valutazione di 18 modelli di turbolenza a una e a due equazioni stabilì che "mentre alcuni modelli di turbolenza forniscono delle predizioni sensate per la pressione superficiale, le predizioni per il flusso di calore superficiale sono in genere scadenti, e spesso in errore di un fattore pari a quattro o superiore" [1]. Lo stato dell'arte attuale non è molto differente. Nello stesso lavoro, si raccomandava di condurre nuovi esperimenti sui flussi ipersonici in cui, in aggiunta alle grandezze superficiali (pressione, attrito, e flusso di calore), dovrebbero essere misurati i profili sia delle proprietà medie che delle statistiche della turbolenza (velocità rms, sforzi di Reynolds, energia cinetica turbolenta, ecc.) nella regione di interazione. Nonostante sia una sfida impegnativa (tempi di residenza del flusso corti, sedimentazione delle particelle, ecc.), questi profili turbolenti dovrebbero essere misurati con tecniche ottiche non intrusive, laddove possibile.

In alternativa al confronto coi dati sperimentali, i modelli di turbolenza possono essere confrontati con i risultati della Simulazione Numerica Diretta (DNS). Negli ultimi anni si è ottenuto un progresso considerevole nella DNS dei flussi turbolenti ipersonici, e il passo del progresso sta accelerando. Poiché molte applicazioni di flusso ad alto numero di Mach sono a basso numero di Reynolds, la DNS è particolarmente utile per gli studi fondamentali.

Appena le misure sperimentali dettagliate e i dati della DNS diventano disponibili sia per le quantità medie che per quelle fluttuanti, si può valutare la descrizione di una fisica specifica data dai modelli di turbolenza, e la capacità di predizione del modello per i flussi ipersonici può essere migliorata.





Questo è lo stato dell'arte della ricerca sulla turbolenza ad alti numeri di Mach ed è allo stesso tempo un campo interessante e sfidante che deve essere investigato per svelare le basi della fisica della turbolenza in un flusso comprimibile per applicazioni ipersoniche.

### <u>Riferimenti</u>

- Roy C.J, Blottner F.G., Review and assessment of turbulence models for hypersonic flows, Progress in Aerospace Sciences, 42 (2006), 469–530
- [2] J. Smits, M. P. Martin, S. Girimaji, "Current status of basic research in hypersonic turbulence", 39<sup>th</sup> AIAA Fluid Dynamic Conference, Orlando FL, 2009.
- [3] M. Farano, S. Cherubini, J.-S. Robinet, P. De Palma, "Hairpin-like optimal perturbations in plane Poiseuille flow", *Journal of Fluid Mechanics*, 775, R2 12 pages (2015).

## 7.5 Fluidodinamica computazionale (CFD) per flussi ipersonici

La FluidoDinamica Computazionale (CFD) gioca un ruolo di primo piano nel progetto e nello sviluppo dei velivoli ipersonici e delle loro componenti. La predizione CFD dei picchi di carico termico durante il rientro è un punto nevralgico nel progetto di un sistema di protezione termica. I parametri di prestazione delle prese d'aria ipersoniche ottenuti tramite la CFD sono degli indicatori inestimabili della fattibilità complessiva del motore scramjet. Il contributo della fluidodinamica computazionale è particolarmente apprezzato, dato che raggiungere condizioni di volo ipersoniche in apparati sperimentali di terra è o non fattibile o proibitivo nei costi. Inoltre, la simulazione numerica può fornire una comprensione dettagliata della fisica del flusso, che aiuta nel progettare meglio i componenti e nell'esplorare nuove idee nel controllo del flusso.

Tuttavia, per il calcolo dei flussi ipersonici è necessario affrontare sfide nella modellazione fisica così come problemi legati alla metodologia numerica. L'intervallo di fenomeni fisici va dalla termochimica del non-equilibrio in un gas ad alta temperatura alle fluttuazioni turbolente ad alto numero di Reynolds. Le sfide numeriche sono principalmente associate alla difficoltà di catturare alti gradienti e discontinuità. Vanno aggiunti alla complessità della simulazione i dettagli geometrici di una configurazione reale e la sensibilità della griglia alla soluzione numerica.

É perciò richiesta un'attenta validazione delle soluzioni CFD tramite misure sperimentali o in volo, in modo da ottenere un alto livello di affidabilità di questo inestimabile tool predittivo.

Inoltre, le incertezze legate alle condizioni operative (incertezze inerenti) e le incertezze nei vari modelli fisici utilizzati nella simulazione di flussi ipersonici ad alta entalpia (incertezze di modello o epistemiche) possono avere un effetto significativo sull'accuratezza dei risultati ottenuti.

É importante includere entrambi i tipi di incertezza nelle simulazioni in modo da stabilire opportunamente l'accuratezza dei risultati e progettare configurazioni di velivoli con crociera ipersonica robusti e affidabili. La quantificazione dell'incertezza nelle simulazioni ipersoniche CFD di ordine elevato può essere ardua a causa del costo computazionale delle simulazioni, dell'esistenza di fonti di incertezza sia di modello che inerenti, del gran numero di variabili incerte, e delle relazioni fortemente non lineari tra le variabili incerte e le grandezze in output.





La ricerca attuale punta ad affrontare queste sfide sviluppando tecniche avanzate di analisi di sensitività e di quantificazione dell'incertezza basate su espansioni stocastiche, per raggiungere sia l'efficienza computazionale che l'accuratezza nelle simulazioni aerospaziali e di flusso ipersonico stocastico.

### 7.5.1 Rientro atmosferico e simulazioni numeriche

Da questi brevi esempi è possibile capire come lo studio delle condizioni aerotermodinamiche per velivoli spaziali sia un argomento cruciale soprattutto per preservare l'integrità del velivolo nei frangenti in cui la separazione ipersonica (e quindi l'incremento di pressione e temperatura che ne deriva) è più accentuata, come per esempio la fase di rientro atmosferico. Da un punto di vista fisico è necessario analizzare il problema attraverso simulazioni numeriche che consentano una buona accuratezza nelle soluzioni e allo stesso tempo tempi di calcolo non proibitivi.

Il problema fondamentale del fenomeno è dovuto al non-equilibrio del sistema che rende non pienamente appropriati i metodi CFD utilizzati per la fluidodinamica classica.

A causa della velocità ipersonica, si forma un'onda d'urto con temperature di picco di decine di migliaia di gradi e medie di circa 10000 K. Ad esempio, se consideriamo il rientro in atmosfera di una navicella proveniente dalla luna, ad un'altezza di 53 km la velocità del veicolo è di circa 11 km/s, la temperatura dell'aria è di 283 K, il numero di Mach è 32.5 e la temperatura dello shock layer è dell'ordine di 11600 K.

Per mitigare il flusso termico sulla navicella si utilizza un sistema di protezione termica che rappresenta uno dei maggiori costi delle missioni spaziali. La difficoltà di avere misure dirette dei flussi termici sulla parete rende la caratterizzazione teorico-numerica del rientro il mezzo principale per descrivere le condizioni che si ottengono all'interno dell'onda d'urto e le gallerie del vento ipersoniche, che simulano in modo imperfetto le condizioni di rientro in alta atmosfera, che possono essere utilizzati per la validazione dei modelli. Uno degli aspetti fondamentali per la descrizione del rientro è il modello chimico-fisico, che permette di determinare i dati dell'onda d'urto fra i quali la sua temperatura, la distanza di stand-off e l'emissione di radiazione che si osserva durante il rientro.

Uno degli aspetti fondamentali è la descrizione dei gradi di libertà interni necessari a caratterizzare una miscela di gas costituita da molecole neutre, atomi, ioni ed elettroni oltre a quelli traslazionali, quali rotazione, vibrazione e stati elettronici, che a loro volta influenzano la chimica del sistema. La differenza fra i tempi di rilassamento dei vari gradi di libertà rende problematica la modellistica di questi aspetti; solitamente i gradi di libertà traslazionali e rotazionali rilassano molto più velocemente di quelli interni e chimici e per questo sono considerati in equilibrio termico.

Una delle principali difficoltà nel modellare flussi ipersonici nasce dal fatto che i tempi caratteristici della fluidodinamica sono confrontabili con quelli della cinetica chimica pertanto il sistema si trova in una condizione di non-equilibrio termochimico, quindi, per poter predire correttamente le condizioni termodinamiche dello shock layer è necessario modellare correttamente tali fenomeni.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



I primi studi per determinare le costanti di velocità delle reazioni chimiche usate per descrivere il comportamento dell'aria risalgono agli anni sessanta e settanta. Questi consistevano nel misurare la variazione di densità e l'evoluzione delle specie chimiche a valle di un'onda d'urto generata sperimentalmente in un tubo d'urto. In queste prime ricerche le costanti di velocità, supposte di tipo Arrhenius, venivano dedotte dalla rapidità con cui variava la composizione chimica del gas assumendo che tutti i gradi di libertà interni fossero in equilibrio con quello traslazionale. Questi modelli, dipendendo dalla sola temperatura traslazionale, sono detti modelli ad una temperatura.

Tuttavia, sin da subito apparve evidente che, in condizioni di flusso ipersonico, questi modelli non fossero in grado di predire fedelmente le condizioni termodinamiche che si instaurano nello shock layer. Le discrepanze rispetto alle misure sperimentali furono imputate alla mancanza di un modello che tenesse in considerazione gli effetti dovuti al non-equilibrio tra i diversi gradi di libertà.

Così, nacquero i primi modelli multi-temperatura. Questi modelli considerano i gradi di libertà traslazionale e rotazionale in equilibrio tra loro, così da essere caratterizzati da una sola temperatura; al contrario i gradi di libertà vibrazionale ed elettronico non sono in equilibrio con i primi e possono essere caratterizzati da altre temperature chiamate temperatura vibrazionale (Tv) e temperatura elettronica (Te). Le temperature sono descritte da una equazione di evoluzione secondo la legge di Landau-Teller ed i coefficienti di velocità, sempre di tipo Arrhenius, dipendono da una temperatura efficace, che media per una reazione il contributo della traslazione e quello dei gradi di libertà interni. Quindi, alla luce di queste assunzioni i dati sperimentali furono reinterpretati per tenere in considerazione la dipendenza dalle temperature vibrazionale ed elettronica.

Questi modelli hanno una buona capacità predittiva, ma necessitano di adattamenti nei parametri delle Arrhenius per adattarsi alle diverse condizioni sperimentali. Inoltre non sono in grado di predire tutte le quantità necessarie, come ad esempio la concentrazione di NO, importante per la sua traccia spettrale osservabile anche durante il rientro nell'atmosfera terrestre.

Queste difficoltà sono state attribuite al fatto che le distribuzioni vibrazionali siano state considerate di tipo Boltzmann a temperatura Tv. Pertanto la comunità dei chimici e dei fisici ha sviluppato i così detti modelli stato a stato, che a differenza dei modelli multi-temperatura sono in grado di determinare la distribuzione degli stati interni anche quando questa si discosta da quella di Boltzmann. In questi modelli ogni livello vibrazionale è considerato come una specie a se stante e il tendere dello stato vibrazionale alla configurazione di equilibrio è modellato considerando una serie di processi elementari che tengono in considerazioni gli scambi di energia che possono essere di tipo vibrazionale-vibrazionale (V-V) e vibrazionale-traslazionale (V-T). In questo tipo di modelli la dissociazione e la ricombinazione possono essere considerati come dei processi di scambio di energia di tipo V-V e V-T con uno pseudo livello situato sopra l'ultimo livello vibrazionale.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Ovviamente, il numero di specie coinvolte è di gran lunga superiore rispetto a quello dei modelli classici. Ad esempio per la dissociazione-ricombinazione dell'azoto i modelli macroscopici utilizzano due specie (N2 ed N) mentre l'approccio stato a stato utilizza 69 specie indipendenti (una per l'atomo di azoto e 68 per i livelli vibrazionali dell'N2) per un totale di circa 5000 processi elementari. Purtroppo, la conseguenza è un costo computazionale estremamente elevato. Pertanto, sono stati sviluppati anche dei modelli macroscopici che derivano direttamente dall'approccio stato a stato. In questi modelli le costanti di velocità dei processi di dissociazione e ricombinazione sono state calcolate come una media pesata, sulle distribuzioni interne, dei coefficienti di velocità del modello stato a stato.

# 7.6 Modelli semplificati per il design preliminare del velivolo

Nonostante la complessità dei flussi ipersonici, il design preliminare, e in particolare l'ottimizzazione multidisciplinare del progetto, devono ancora affidarsi largamente all'uso di modelli di ordine ridotto a basso costo computazionale, per caratterizzare rapidamente l'aerotermodinamica dei concetti di velivolo ipersonico previsti. I metodi pratici per il design preliminare e per l'ottimizzazione sono generalmente limitati a quelli basati su modelli ingegneristici relativamente semplici per descrivere il comportamento del flusso attorno al velivolo. In questo contesto, il Supersonic Hypersonic Arbitrary Body Program (S/HAPB) è probabilmente il software più noto, dato che dalla metà degli anni novanta è utilizzato ampiamente da molte organizzazioni e compagnie per il design e l'analisi preliminare dei velivoli ipersonici [1]. Più recentemente, sono stati sviluppati il codice Configuration Based Aerodynamics (CBAERO) di Kinney [2], presso lo Ames Research Centre della NASA, e il modello HyFlow dell'Università di Strathclyde [3], per fornire un insieme esaustivo e completo di metodi ingegneristici, che può essere usato molto efficientemente per quantificare il campo aerotermodinamico attorno a velivoli ipersonici complessi attraverso tutto il loro inviluppo di volo (in altre parole dal volo subsonico a quello supersonico). La riduzione in termini di realismo fisico che caratterizza gli approcci di ordine ridotto, soprattutto se paragonati alle tecniche numeriche moderne come la Computational Fluid Dynamics (CFD) e il Direct Simulation Monte Carlo (DSMC), è compensata quasi completamente, nella maggior parte delle applicazioni pratiche, dal costo computazionale molto basso e dalla flessibilità parametrica di questi modelli.

### <u>Riferimenti</u>

- Gentry, A. E., Smyth, D. N., Oliver, W. R., The Mark V Supersonic-Hypersonic Arbitrary-Body Program. Volume II. Program Formulation, Douglas Aircraft Corporation, Long Beach, CA., 1973
- [2] Kinney, D. J., Aerothermal Anchoring of CBAEROUsing High Fidelity CFD, 45<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting, Reno, NV, January 2007






[3] Wuilbercq R, Brown R.E., Rapid Aero-Thermodynamic Analysis for Hypersonic Air Vehicles, 8<sup>th</sup>European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Lisbon, Portugal; March 2015.

# 7.7 Fisica della combustione

### 7.7.1 Combustione ad alta velocità

La sfida tecnica principale nella disciplina della Combustione è quella di migliorare la capacità di predire la fisica del flusso, i meccanismi (e le interazioni) fluidodinamici, e di definire l'ambiente di combustione. Gli sforzi della ricerca si focalizzano sia sulla generazione di database derivati da esperimenti su componenti semplici e su sistemi integrati, che sull'analisi dei database di terra e di volo esistenti, accompagnata da un impegno analitico e di modellazione per generare tool e modelli consistenti basati sulla fisica del fenomeno. Queste attività fanno leva sulle esperienze industriali, accademiche e governative dei programmi ipersonici più importanti, così come sui programmi di propulsione ipersonica in fase di sviluppo, incluse, ma non uniche, le ricerche della ASI/ESA. Gli sforzi di modellazione della propulsione e della fisica ipersonica includono due aree principali:

- 1) Fisica della Combustione ad Alta Velocità, legata alla chimica, ai propellenti, all'interazione turbolenza/chimica, e alla propulsione ipersonica
- 2) Fisica del Flusso che include la turbolenza, il miscelamento, lo strato limite, le strutture d'urto, la modellazione della stabilità e dei processi fluidodinamici non in equilibrio

Gli sforzi nel modellare la fisica e i meccanismi della combustione si focalizzano su:

- 1) accensione e sostentamento della fiamma
- 2) propagazione della fiamma turbolenta, inclusa la penetrazione del getto, miscelamento carburante/aria e meccanismi di combustione
- 3) ambienti di prova impuri e effetti della contaminazione della facility
- 4) meccanismi cinetici idrogeno-aria/idrocarburo-aria
- 5) processi di combustione multifase

Sono necessari dei modelli avanzati per comprendere a fondo la fisica del flusso e per prevedere le prestazioni propulsive nette e i limiti operativi peculiari dei sistemi propulsivi respiranti ipersonici. Numerose problematiche fluidodinamiche, come le interazioni urto/strato limite, meccanismi di aumento del riscaldamento urto-urto, processi di transizione (sia naturale che forzata), dinamica del miscelamento del flusso primario e secondario, e fluidodinamica del flusso separato, sono importanti nel progetto di un sistema propulsivo ipersonico integrato. I complessi fenomeni fisici e il grande range di scale spaziali e temporali presenti nei flussi, che contengono interazioni gassuperficie, strati entropici e limite, onde d'urto, effetti del gas reale, turbolenza e transizione, rendono lo sviluppo di una simulazione numerica efficiente e accurata estremamente impegnativo. La predizione accurata della transizione dello strato limite è critica per la valutazione del flusso termico e per il design di sistemi di protezione termica.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Il livello successivo prevede la combinazione delle diverse discipline in unico sistema di tool per catturare l'interazione tra più effetti fisici. Questi effetti includono: trasferimento di calore per radiazione, transizione e turbolenza, reazioni chimiche, termodinamica del non equilibrio, e interazione gas-superficie. Questi fenomeni richiedono la risoluzione di ulteriori equazioni o la valutazione di fattori correttivi per includere il loro effetto quantitativo sul campo di moto e sui corpi.

La turbolenza ha un profondo effetto sul flusso di calore convettivo nei flussi ipersonici, sugli effetti superficiali come l'ablazione, sulla resistenza, e sugli effetti radiativi come il riscaldamento valle del corpo. L'estensione spaziale della regione turbolenta dipende a sua volta dalla posizione della regione di transizione; perciò, la predizione di questa posizione e delle evoluzioni a monte del flusso turbolento sono cruciali per una simulazione accurata. Tali previsioni richiedono dei modelli di turbolenza validi per velocità ipersoniche e metodi numerici che possono fornire delle valide soluzioni del campo di moto come input per i modelli. Sebbene alcuni fattori della turbolenza possono essere gestiti con modelli RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) relativamente semplici, tali modelli richiedono un'attenta e apposita calibrazione dei parametri e l'ingresso dei punti di transizione; ciò è particolarmente difficile per forme del corpo complesse. Una modellazione molto più generale della turbolenza è fornita, ad un costo computazionale maggiore, dai metodi LES (Large-Eddy Simulation) e dai metodi ibridi (RANS/LES). I LES richiedono delle soluzioni del campo di moto molto precise che si ottengono dai moto di ordine elevato sviluppati ad un primo livello dell'analisi.

Una delle principali problematiche legate alla progettazione dei velivoli supersonici ed ipersonici è la combustione, soprattutto negli statoreattori Ramjet e Scramjet. Infatti essendo questo tipo di propulsori *airbreathing*, il controllo della combustione è una delle principali limitazioni da superare per poter consentire un margine di efficienza elevato. In uno Scramjet tutta la fase di combustione (iniezione, mescolamento e accensione) avviene in pochissimi millisecondi e in questo frangente il flusso deve essere sempre supersonico per evitare fenomeni di soffocamento termico e generazione di onde d'urto irregolari che andrebbero a danneggiare la camera di combustione. É necessario pertanto uno studio dei fenomeni fisici e chimici accurato al fine di poter far avvenire la combustione con successo ed evitare spegnimenti del motore che porterebbero a disastrose conseguenze. Nei Ramjet il problema è invece legato alla necessità di evitare condizioni di combustione alle alte velocità. Infatti, il flusso in camera di combustione è sempre subsonico (intorno a numero di Mach 0.3), condizione che si riesce a realizzare nell'intervallo di progettazione di questi propulsori, compreso tra Mach 2 e Mach 6; al di fuori di questo intervallo la geometria dell'ugello di ingresso non è in grado di frenare il flusso efficientemente che quindi rimane supersonico, con conseguente forte instabilità della combustione.

### 7.7.1.1.1 CFD nello studio della combustione ipersonica

Negli ultimi decenni i grandi progressi pervenuti dal campo della chimica e della fluidodinamica computazionale (CFD) hanno permesso di studiare in maniera più accurata i fenomeni che incorrono in fase di combustione supersonica ed ipersonica. La grande ricerca fatta nel campo si è



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



concretizzata nei successi registrati in campo modellistico e tecnologico (si pensi ai moderni iniettori completamente stampati in 3D e utilizzati nei propulsori Scramjet). Proprio nel campo della simulazione fluidodinamica (CFD) si è raggiunto un livello tale da poter entrare più nel dettaglio della combustione supersonica ed ipersonica; infatti, dato il grandissimo numero di variabili in gioco, questo rimane ad oggi l'unico modo per poter studiare in maniera accurata un fenomeno estremamente complesso. I principali temi considerati nelle ricerca delle prestazioni di una combustione supersonica sono: il comportamento e la stabilità di fiamma; i processi di reazione chimica tra aria e combustibile (in genere idrogeno liquido nel caso di Scramjet); i processi di miscelamento; l'interazione multidimensionale tra i fenomeni di combustione e la fluidodinamica. Negli ultimi anni, la necessità di strumenti efficaci aventi costi computazionali accessibili ha spinto

la ricerca verso:

- 1) lo studio della combustione turbolenta per comprendere l'interazione tra turbolenza e la chimica
- 2) il miglioramento delle capacità predittive degli schemi cinetici per descrivere il processo di combustione

Sotto quest'ultimo aspetto, una maggiore accuratezza può essere ottenuta impiegando modelli basati su meccanismi cinetici dettagliati, ma questo di solito porta a richiedere costi di calcolo proibitivamente elevati. Pertanto, modelli di ordine ridotto e approcci semplificati (Flamelet), che portano a modellare la combustione con un ridotto numero di equazioni, sono spesso impiegati per condensare i meccanismi di reazione e ridurre i costi computazionali.

In particolare l'impiego della Large Eddy Simulation (LES) ha trovato molto spazio nella simulazione della combustione supersonica in regime turbolento. Molti codici di calcolo basati su un approccio LES CFD s sono estremamente precisi nella modellizzazione dei flussi e la chimica del fenomeno risulta essere estremamente dettagliata. I grandi progressi fatti nel campo della fluidodinamica computazionale sono la prova del fatto che gli investimenti fatti nella ricerca in questo campo sono stati ottimamente ripagati.

La ricerca attorno ai combustibili potenzialmente utilizzabili per propulsione di tipo ramjet, è molto vasta e ha portato a considerare molti materiali: dai metalli (B, Al, Mg e MgB) [1], [2] e idruri metallici, ai polimeri e idrocarburi solitamente utilizzati nella propulsione a razzo di tipo ibrido. La ricerca, sia sperimentale che numerica, attualmente si concentra sull'affinamento di particolari problematiche inerenti per esempio all'accensione e alla stabilizzazione della fiamma che si sviluppa sulla superficie di combustione del grano di combustibile solido. Un interessante tipo di motore airbreathing è il cosiddetto ducted rocket (Fig. 31) in cui la combustione che genera la spinta necessaria, avviene tra l'aria esterna e i gas provenienti dalla decomposizione termica di un materiale energetico contenuto in una camera adiacente alla camera di combustione. In sostanza si tratta di un generatore di gas che inietta i gas caldi prodotti dalla pirolisi del combustibile (solitamente GAP) in camera di combustione dove vengono ossidati dall'aria esterna. Questo sistema, principalmente usato per applicazioni militari, apporta solo un minimo incremento di



complicazione alla tradizionale architettura ramjet, ma è associato anche ad un incremento notevole delle prestazioni dei sistemi missilistici a razzo a propellente solido.

L'interesse nel trattare questo sistema sta nel fatto che l'architettura propulsiva è potenzialmente di semplice implementazione. Sul piano scientifico è invece interessante lo studio della combustione che avviene tra due getti (uno di combustibile e l'altro di ossidante) ad alta velocità ed entrambi molto caldi e reattivi. Il problema è stato studiato [7] sia sperimentalmente che numericamente, dando buoni risultati.



Figura 7.6 - Schema semplificato dell'architettura propulsiva di un ducted rocket.

Nell'ambito del programma di ricerca di Leaf Space, sono state studiate miscele combustibili additivate con sostanze che ne incrementano notevolmente sia il contenuto energetico che la velocità di pirolisi. L'obiettivo, in parte raggiunto, è quello di ottenere un combustibile privo dei gruppi reattivi tipici delle sostanze energetiche comunemente classificate come esplosive, ma tuttavia in grado di pirolizzare a velocità paragonabili. Da questo punto di vista, la particolare architettura propulsiva del ducted rocket, potrebbe essere assai interessante in quanto si eviterebbe di utilizzare sostanze pericolose come il GAP (classificato come esplosivo in molte sue varianti) nella camera contenente il combustibile generatore di gas. Questo sistema propulsivo, essendo una variante di un ramjet, soffre delle sue stesse limitazioni, ovvero ha bisogno per iniziare a funzionare correttamente di essere accelerato sino almeno a Mach=1.5. Ha perciò bisogno di un sistema propulsivo che faccia da booster. Il booster potrebbe essere un motore a propellente solido, ma a causa di problemi di sicurezza d'impiego, per evitare tutte le limitazioni tipiche dell'uso di sistemi tipicamente militari, potrebbe essere conveniente usare altri tipi di motore. Un booster a propellente liquido è eccellente dal punto di vista delle prestazioni e della flessibilità d'uso ma potrebbe far lievitare molto i costi, soprattutto se si considerano propellenti semicriogenici. Un booster a propellente ibrido potrebbe rappresentare un buon compromesso tra prestazioni/flessibilità d'uso e costi di sviluppo/gestione. In definitiva, facendo riferimento alla Fig. 31 si propone una variante del ducted rocket in cui il booster integrato nella struttura del ramjet sia un razzo a propellente ibrido. Sarebbe necessario aggiungere solo un piccolo serbatoio contenente l'ossidante liquido necessario al funzionamento del sistema in modalità endoreattore.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Nelle precedenti sezioni si è fatto esplicito riferimento a combinazioni propulsive atte a raggiungere l'obiettivo del presente programma di ricerca (X-51 WaveRider, Space Ship Two). Un ulteriore suggerimento potrebbe essere quello di considerare anche questa tecnologia propulsiva, il ducted rocket, molto utilizzata nella pratica militare. Si potrebbe convenientemente combinare un velivolo madre spinto da motori turbogetto (possibilmente già esistente per diminuire i costi, come un velivolo da trasporto militare C130 ad esempio) che, arrivato in quota, rilasci il ducted rocket spinto dal motore a razzo a propellente ibrido. Tale motore a razzo ibrido funzionerebbe per poco tempo, il necessario per arrivare alle condizioni di volo alle quali il ramjet si autosostenga e poi si spegnerebbe. Il motore ramjet potrebbe lavorare sino ad arrivare al limite dell'atmosfera ed infine si potrebbe riaccendere il razzo a propellente ibrido per completare la missione a quota suborbitale. Con uno studio aerodinamico opportuno si potrebbe anche pensare a dotare il ducted rocket di un'ala per poter concludere la missione planando verso l'aeroporto d'arrivo e atterrando come un normale velivolo.

### 7.7.1.2 Propulsione ibrida Dual-Mode

Viste le forti limitazioni legate all'utilizzo degli statoreattori, negli ultimi anni si sta cercando di creare un sistema di propulsione ibrida che possa compensare le problematiche legate alla singola tipologia di propulsione, ovvero il sistema Dual Mode Ramjet-Scramjet, capace di funzionare per più elevati numeri di Mach. Ovviamente i problemi legati alla combustione si complicano, infatti come precedentemente detto i Ramjet non possono funzionare a regimi supersonici e viceversa gli Scramjet non possono funzionare in condizioni di flusso subsonico. Le limitazioni sono soprattutto legate alla serie di onde d'urto di diversa intensità che si generano nella fase di transizione tra funzionamento Ramjet e Scramjet. La prima soluzione alla problematica fu proposta da Curran e Stull, con l'inserimento di un diffusore ad area costante, che funzionasse come isolatore del flusso d'ingresso posto a monte della camera di combustione. Questo sistema permette di stabilizzare la combustione a bassi ed alti numeri di Mach, infatti nel primo caso (dove le onde d'urto non inducono ad un importante perdita di pressione totale) il flusso viene strozzato termicamente in modo da rallentarlo fino alla condizione sonica, nel secondo il sistema funziona come uno Scramjet puro con l'assenza di onde d'urto indotte dal flusso lento. La funzione dell'isolatore in ogni caso è quella di stabilizzare e permettere la coesistenza degli Shock-Trains prima che il flusso entri in camera di combustione. Molte ricerche attuali cercano di capire se il fenomeno di chocking termico indotto dagli isolatori pre-camera di combustione siano veramente efficienti per la stabilizzazione delle onde d'urto e quindi delle condizioni di flusso. Infatti questa soluzione non ha trovato ancora l'unanimità in campo scientifico, perché in alcune osservazioni sperimentali (seppur molto rare) è emerso che la separazione di flusso nell'isolatore oltre a propagarsi a valle dello stesso (portando alla fuoriuscita del flusso risultante a monte della presa dinamica con riduzione del rendimento del motore) influisce negativamente anche sulla combustione rendendola instabile; ciò potrebbe portare anche a condizioni instabili con il rischio di generare carichi violenti sul velivolo.

Inoltre all'aumentare del numero di Mach la perdita di pressione totale ridurrebbe drasticamente l'efficienza del propulsore, e le pressioni e le temperature indotte dalla decelerazione porterebbero ad un'importante perdita di energia chimica.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



### 7.7.1.3 HyShot II, punto di partenza per l'efficienza della combustione supersonica

Uno degli studi più importanti condotto nel campo della combustione supersonica è quello dell'HyShot II, dell'università del Queensland. Il modus operandi è stato quello di operare una serie di test sperimentali che potessero in qualche modo confermare i risultati ottenuti applicando dei complessi modelli CFD basati prima su modelli RANS e poi LES. Questi test erano suddivisi in prove di terra e prove in volo. I primi vennero eseguiti per poter determinare la stabilità della combustione e della fiamma, e poter verificare l'efficienza del sistema di iniezione. I test in laboratorio sono stati realizzati in apposite gallerie del vento; i test in volo invece sono stati realizzati per analizzare i dati balistici. I risultati sono stati molto promettenti ed hanno permesso di ottenere dati fondamentali per la stabilizzazione della combustione, l'iniezione e il miscelamento del carburante con il flusso d'ingresso supersonico, che deve avvenire in circa un millisecondo. Ad oggi insieme al Waverider, l'HyShot II rimane uno dei modelli Scramjet più riusciti.

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] Goroshin S., Higgins A., and Kamel M., AIAA-2001-3919.
- [2] Ciezki H.K., Sender J., Claus W., Feinauer A., and Thumann A., Journal of Propulsion and Power, Vol 19, No. 6, pp. 1180 1191, 2003.
- [3] Carmicino C.,and Russo Sorge A., Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, No. 4, pp. 606-612, 2005.
- [4] Pelosi-Pinhas D., and Gani A., Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 1, pp. 73 80, 2003.
- [5] Tae-Ho Lee, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol 20, No. 4, pp. 937 939, 2006.
- [6] Tahsini A.M., and Farshchi M., Acta Astronautica, Vol. 64, pp. 166-175, 2009.
- [7] Stowe R.A., Dubois C., and Harris P., Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 5, pp. 936 944, 2004.
- [8] Fluid Phenomena in Scramjet Combustion Systems, E.T. Curran, W.H. Heiser, D.T. Pratt
- [9] Incipient thermal choking and stable shock-train formation in the heat-release region of a scramjet combustor. Part I: Shock-tunnel experiments, S.J. Laurence, D. Lieber, J. Martinez Schramm, K. Hannemann, J. Larsson.
- [10] Incipient thermal choking and stable shock-train formation in the heat-release region of a scramjet combustor. Part II: Large Eddy Simulation, Johan Larsson, Stuart Laurence, Iván Bermejo-Moreno, Julien Bodart, Sebastian Karl, Ronan Vicquelin.
- [11] Cecere D, Giacomazzi E, Ingenito A., "A review on hydrogen industrial aerospace applications". Int J Hydrogen Energy, 2014, Vol 39, pp. 10731-10747.
- [12] Coclite, L. Cutrone, M. Gurtner, P. De Palma, O.J. Haidn, G. Pascazio, "Computing supersonic non-premixed turbulent combustion by an SMLD flamelet progress variable model", Int J Hydrogen Energy, 2016, Vol 41, pp. 632–646.







### 7.7.2 Iniezione del carburante e accensione

Il processo di accensione o ignizione è un complesso di eventi fortemente governati dalla cinetica chimica, da fenomeni di trasporto molecolare, da trasmissione del calore e dalla fluidodinamica. La modellazione teorica porta a dover affrontare la risoluzione di complessi sistemi di equazioni impossibili da risolvere in tempi ragionevoli pur disponendo di potenze di calcolo di massimo livello. L'uso di modelli semi-empirici riduce la complessità di tali sistemi di equazioni che vengono molto spesso riferite a geometrie semplificate e a sotto-modelli di accensione. L'uso di apparati sperimentali in scala di laboratorio permette di calibrare tali modelli ottenendo i necessari coefficienti semi-empirici che vengono poi sempre più raffinati per arrivare alla voluta descrizione del fenomeno complesso sotto indagine.

Sia i sistemi di iniezione che di accensione dipendono fortemente dal tipo di combustibili utilizzati e, quindi, dal tipo di tecnologia propulsiva impiegata. Per esempio i sistemi di accensione per combustibili solidi per propulsione a razzo di tipo solido oppure ibrido possono spaziare dai classici accenditori pirotecnici alle torce (al plasma elettrico oppure a gas). I primi possono essere presi in considerazione per la loro economicità e per l'accensione di propellenti solidi, mentre i secondi per l'accensione sia di combustibili solidi che di propellenti liquidi e, in ogni caso, in applicazioni in cui la rieccendibilità del motore sia un requisito importante.

Quando l'accensione si verifica a causa dell'interazione termo-fluidodinamica tra il materiale da accendere e una miscela calda multifasica, a sua volta spesso prodotta da una combustione, l'accensione avviene per "impinging" delle particelle incandescenti sulla superficie del grano all'interno della camera di combustione. Nel caso in cui il sistema d'accensione produca un fluido gassoso caldo, l'accensione avviene per interazione termica e fluidodinamica tra il getto caldo del fluido accenditore e la miscela reattiva da accendere. Tutte queste tipologie di accenditori necessitano di un intenso studio teorico/sperimentale per comprenderne il comportamento in relazione al funzionamento dell'apparato propulsivo nel suo complesso e, quindi, nella fattispecie anche con il sistema di iniezione del combustibile.

Lo studio della fase di iniezione e di miscelamento devono essere estremamente dettagliate nella combustione supersonica ed ipersonica; infatti il tempo di permanenza del combustibile in camera di combustione, la miscelazione e la successiva accensione sono dell'ordine del millisecondo. Gli studi sull'iniezione del combustibile per un motore Scramjet vengono fatti utilizzando dei modelli numerici, in cui l'idrogeno viene iniettato pressurizzato ad un certo valore (di base intorno ai 100 bar) nel flusso supersonico (o ipersonico) in ingresso nella camera di combustione; questi si occupano di catturare la natura (altamente instabile) dell'interfaccia aria-combustibile. L'idrogeno grazie alla sua temperatura di autoaccensione è il combustibile che si preferisce utilizzare nel caso di combustione ipersonica, infatti se pressurizzato può ridurre drasticamente il tempo di combustione. Deve essere necessariamente implementato anche un modello chimico preventivamente studiato che possa tener conto del non equilibrio di reazione in determinate Studi recenti hanno appurato la necessità di assistere la fase di accensione e condizioni. stabilizzazione della fiamma mediante tecniche laser e plasma. Quest'approccio, seppur molto promettente, è ancora in fase sperimentale.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



Ulteriore difficoltà è legata alla posizione e alla geometria degli iniettori; infatti nonostante la struttura di uno statoreattore sia molto più semplice rispetto quella di un turboreattore, la posizione degli iniettori deve essere opportunamente prevista in modo che le scale temporali del flusso entrante (in regime supersonico) siano dello stesso ordine di grandezza del tempo necessario per attivare e completare l'intera combustione.

### Riferimenti

- Simulation of Laser-Induced-Plasma Ignition in aHypersonic Crossflow, Nicholas Gibbons, Rolf Gehrey, Stefan Brieschenkz, Vincent Wheatleyx, The University of Queensland, Brisbane, Queensland 4072, Australia.
- [2] Recent Advances in Scramjet Fuel Injection A Review, K.M.Pandey, Member IACSIT and T.Sivasakthivel

### 7.7.3 Modello di cinetica chimica

Il processo di combustione di un idrocarburo è un processo molto complesso che porta alla formazione, in ultima analisi, di prodotti di combustione/pirolisi generalmente di massa molecolare molto inferiore rispetto a quella tipica dei reagenti freschi impiegati. Teoricamente per descrivere correttamente tale processo occorrerebbe considerare e risolvere un numero molto grande di equazioni di reazioni chimiche elementari, ciascuna corredata con molteplici coefficienti cinetici difficilmente ottenibili sperimentalmente. Questa strada è pressoché impossibile da percorrere, perciò operativamente si riduce fortemente il numero delle equazioni da risolvere puntando su alcune reazioni chimiche elementari maggiormente rappresentative del processo di combustione in esame. Si ottiene così un modello semi-empirico più facile da usare ma che necessita della conoscenza di opportuni coefficienti di correlazione tra le grandezze coinvolte nel processo di combustione. Tali coefficienti semi-empirici si possono ottenere disponendo di un banco di lavoro che permetta di ottenere i processi di combustione sotto condizioni sperimentali controllate e con condizioni al contorno utili a modellare, per esempio, la combustione ad alto numero di Mach. Per poter studiare il problema della combustione in condizioni estreme, risulta necessario disporre di una strumentazione che simuli, ad esempio, le condizioni di pressione, temperatura, pressione parziale di ossigeno dell'aria in quota e ad alto numero di Mach di volo, con differenti sistemi di iniezione/accensione del combustibile. Questo genere di apparati sperimentali sono stati implementati in centri di ricerca sul territorio Nazionale (CIRA, CNR) e possono essere convenientemente sfruttati per lo studio dei processi di combustione anche sotto l'aspetto della modellazione cinetica.

### 7.7.4 Interazioni gas-superficie

La simulazione delle interazioni gas-superficie gioca un ruolo essenziale nella ricerca e nello sviluppo efficiente di un sistema per il trasporto ipersonico spaziale. Questa problematica è particolarmente sentita per il volo ad alta quota, compreso il moto ipersonico rarefatto al di sopra



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



della linea di Kármán, dove la densità dell'aria è così bassa che il flusso non può più essere considerato continuo. Altre situazioni in cui le interazioni gas-superficie diventano critiche includono il rientro atmosferico, il trasferimento orbitale aero-assistito e lo skip atmosferico, le scie dei razzi per le manovre suborbitali, i trasferimenti orbitali, e le manovre in orbita come i rendezvous e gli attracchi alle stazioni spaziali. In aggiunta, queste condizioni di flusso vengono riprodotte nei test in galleria del vento per scopi che vanno dalla ricerca di base al design di velivoli spaziali.

Nonostante la simulazione computazionale del flusso ipersonico e delle condizioni relative sia stata oggetto di studio per oltre quarant'anni, le interazioni gas-superficie per condizioni ipersoniche rarefatte non sono state comprese a fondo, sebbene siano stati elaborati diversi modelli. A bassa velocità e ad alta densità, le molecole di gas si adattano completamente cineticamente e termicamente alla superficie solida, ovvero raggiungono l'equilibrio con la superficie nell'arco di scale temporali microscopiche. L'ipotesi di completo adattamento del gas alla superficie non è generalmente valida per i flussi rarefatti, a causa del minor numero di collisioni molecolari sulla superficie, e quindi del minor numero di molecole riflesse che sono reindirizzate alla parete da una collisione intermolecolare. Inoltre, per flussi vicini alla velocità orbitale, si ha un adattamento parziale dovuto alla maggiore possibilità che una molecola incidente con un'energia cinetica più alta si allontani dalla parete dopo l'urto iniziale con la stessa. Queste interazioni regolano il trasferimento di quantità di moto e di energia dal gas alla superficie solida, e quindi influenzano direttamente le forze aerodinamiche sulla parete. Di conseguenza l'aerodinamica e la stabilità dei velivoli ipersonici sono sensibili al livello di adattamento tra gas e superficie. Quindi, il continuo miglioramento dei modelli d'interazione gas-superficie permette un design e un'analisi migliore dei velivoli per volo suborbitale e orbitale.

Un altro punto importante riguarda il ruolo dell'azione catalizzatrice della superficie nei flussi ipersonici reattivi, che influisce fortemente sulla distribuzione di flusso di calore sui sistemi di protezione termica. Le attività recenti puntano a migliorare la comprensione e la modellazione della catalisi dei materiali esposti a plasmi di aria, in particolare per le applicazioni riguardanti i materiali di protezione termica durante il volo di rientro atmosferico. Il concetto di catalisi a rateo finito, dovuto alla rugosità superficiale, che porta ad un accoppiamento catalisi-diffusione, è stato dimostrato in diversi studi sperimentali e numerici, ma resta ancora da chiarire definitivamente, come dimostrato anche dalla recente esperienza IXV.

Anche la simulazione computazionale e l'utilizzo del CFD nello studio dei flussi ipersonici rarefatti svolge un ruolo essenziale nella ricerca e lo sviluppo del volo spaziale. Lo studio della chimica dei gas nell'interfaccia delle superfici di un velivolo aerospaziale, o nelle reazioni di combustione diventa un fattore determinante per poter realizzare mezzi tali da poter assicurarne efficienza e sicurezza. Infatti nelle condizioni in cui si opera nei voli spaziali (condizioni di velocita supersoniche e ipersoniche, temperature molto elevate dovute al rientro atmosferico, separazione dello strato limite indotto da una serie di onde d'urto ecc.) il gas non è più rappresentabile come gas perfetto, e la chimica diventa di estrema importanza. Il gas che appare molto rarefatto al di sopra della linea di Karman (che convenzionalmente, posta a 100 km di quota, rappresenta il confine tra



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



terra e spazio) implica non poche problematiche, e la bassa densità in gioco non consente più di poter modellizzare il gas come un continuum. La complessità nello studio dei gas in queste condizioni ha portato a ricercare modelli chimici sempre più accurati che potessero spiegare la fenomenologia legati alle condizioni proibitive dello spazio. In particolare il problema del rientro atmosferico per il quale una manovra errata può portare all'instabilità totale del veicolo, con incremento drastico delle temperature e inevitabili conseguenze, è un esempio dell'interazione dei gas in alta quota sulla superficie di un velivolo spaziale. Non sono sufficienti le sole simulazioni numeriche ma sono necessarie anche simulazioni in gallerie del vento in determinate condizioni, per poter capire geometricamente come deve essere strutturato un velivolo spaziale. Si capisce dunque la complessità dell'argomento e le difficoltà legate ad esso (anche da un punto di vista economico).

### 7.7.4.1 Modelli classici di interazione gas-superficie

Importanti studi sugli effetti di gas all'interfaccia del velivolo hanno rilevato che soprattutto in fase di rientro atmosferico e a regime ipersonico i carichi di calore e di pressione si hanno sulla prua del velivolo anziché in coda. Ciò ha portato alla caratteristica forma smussata dei musi dei velivoli aerospaziali, che per quanto non siano il modello aerodinamico più efficiente, risulta essere quello che meglio riesce a distribuire e a sopportare le condizioni sopra descritte. Inoltre questa geometria consente anche di decelerare il velivolo in maniera efficiente. Tuttavia bordi taglienti conferiscono sicuramente migliori prestazioni da un punto di vista aerodinamico e quando è richiesto il raggiungimento di elevate velocità. Ciò che permette di scegliere la geometria esterna del velivolo più efficiente, è uno studio accurato dei fenomeni di riflessione delle particelle del gas sulla superficie dello stesso.

Nel volo ipersonico ad alta quota, l'interazione gas-superficie è il processo fisico dominante che regola le forze aerodinamiche e il trasferimento del calore. L'influenza del modello di interazione gas-superficie sui parametri di flusso aumenta notevolmente all'aumentare della rarefazione dei gas, ed una corretta scelta del modello di calcolo gioca un ruolo di vitale importanza. Vanno menzionati i modelli classici utilizzati per lo scopo. Il modello di riflessione diffusa (*Fully diffusion reflection model*), che ingegneristicamente rappresenta il modello di interazione tra gas (aria) e superficie con rugosità, viene utilizzato per lo studio in condizioni subsoniche e quando la superficie risulta essere molto contaminata dalle rugosità. Il modello prevede che tutta la storia precedente legata alla direzione delle molecole del gas, venga completamente cancellata una volta che questo interagisce con la superficie, e dunque quest'ultime possono riflettersi in tutte le direzioni possibili.

Sperimentalmente però si osserva che la superficie del veicolo in quota diventa gradualmente sempre meno contaminata (anche per via del minor numero di molecole di aria presenti nel gas rarefatto); di conseguenza, le molecole riflesse dalla superficie tendono ad una direzione sempre più "pulita" avvicinandosi ad un angolo speculare. I modelli utilizzati per l'interazione gas-superficie devono tener conto anche dell'aerotermodinamica e della distribuzione dell'energia delle molecole. Il modello di Maxwell per esempio è un modello classico in cui le molecole che vengono riflesse specularmente hanno lo stesso quantitativo energetico di prima della riflessione; questo risulta utile nella termodinamica classica però non risulta essere accurato nell'applicazione a regimi ipersonici dove la riflessione è governata non solo dall'angolo d'attacco ma anche dal contenuto energetico



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



delle molecole. Il modello Cercignani-Lampis-Lord (CLL) è uno dei modelli sviluppati per gestire tale comportamento. Nel modello CLL, le trasformazioni delle componenti normali e tangenziali della velocità sono assunti essere reciprocamente indipendenti. Tra i diversi modelli fenomenologici che sono stati proposti per descrivere le interazioni gas-superficie, il CLL sembra essere il più efficace nel gestire questo comportamento. Il modello produce distribuzioni fisicamente realistiche di direzioni ed energia delle molecole e fornisce uno spettro continuo del comportamento dallo speculare fino alla riflessione diffusa.

#### <u>Riferimenti</u>

- [1] Gas-surface interaction effect on round leading edge aerothermodynamics, Wilson F. N. Santos, National Institute for Space Research, Cachoeira Paulista, SP 12630–000, Brazil
- [2] Comparisons of Maxwell and CLL Gas-Surface Interaction Models, Marcus Hedahl, US Naval Academy

### 7.7.5 CFD per camere di combustione

Nonostante i modelli di turbolenza per flussi subsonici abbiano raggiunto un elevato grado di comprensione, non si può dire lo stesso per flussi comprimibili reattivi dove la fisica è ancora molto poco compresa e conosciuta. Infatti, la combustione in regime supersonico pone notevoli problemi e/o questioni da risolvere, come ad es. la necessità di mescolare e bruciare aria e combustibile in tempi molto brevi, dell'ordine del millisecondo. Per garantire ciò è necessario avere una buona comprensione dell'effetto del Mach sul mescolamento e sulla combustione, l'effetto della comprimibilità sul mescolamento sul regime di combustione. A parte i notevoli interessi scientifici, la comprensione della fisica di flussi reattivi ad alto Mach è auspicabile anche per una possibile prospettiva di dispositivi di combustione di futura generazione. Molto lavoro sperimentale è stato fatto in Russia presso ITAM (Accademia Russa delle Scienze - Novosibirsk) per molti anni; criteri empirici per l'ancoraggio di fiamma e regole di progettazione sono stati derivati dalla ricerca in statoreattori a combustione supersonica (scramjet) testato in correnti d'aria a M = 2 (Zabaikin et al, 1998; Tret'yakov e Bruno, 1999). Lavori e pubblicazioni di rilievo in tale settore sono tuttora scarsi e i lavori sperimentali e teorici sono ancora in notevole ritardo. La stragrande maggioranza dei modelli di turbolenza sono stati sviluppati per flussi incomprimibili ed adattati a flussi comprimibili. Questo approccio, però, in molti casi non è sufficiente né efficiente ed i risultati sperimentali riprodotti con tali modelli non sono soddisfacenti. Tipici esempi di questo approccio si possono ritrovare negli approcci proposti da Zeman (1990, 1993); Sarkar e Balakrishnan(1991); Sarkar(1992); Speziale, (1996). Un primo esempio di calcolo di complessi flussi comprimibili è da Haidinger e Friederich nel 1993 (problema di interazione shock-BL). Una grande quantità di letteratura è stata prodotta nel caso di flussi comprimibili non reattivi: lo stato dell'arte delle simulazioni di flussi non reattivi a Ma>1 è sintetizzato in un articolo di Roy e Blottner (2007) e da Friederich (2007). In Europa, gli effetti della comprimibilità sul mescolamento e sulla turbolenza sono stati studiati sperimentalmente dal Prof. J.Swithenbank alla Sheffield University negli anni '70



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



con molto successo, ma purtroppo da quegli studi non ne è derivato nessun modello di mescolamento turbolento. Infatti, le attuali simulazioni in tale settore implementano modelli di turbolenza sviluppati per flussi subsonici e adattati a flussi supersonici. Ciò ha mostrato un notevole insuccesso nel riprodurre i dati sperimentali: mentre questi ultimi mostrano un rapido ancoraggio di fiamma, le simulazioni mostrano combustione poco efficiente e tempi di mescolamento proibitivi. Ciò è dovuto al fatto che negli attuali modelli di turbolenza, il rateo di mescolamento è sempre stato modellato imponendo un fattore riduttivo rispetto al caso incomprimibile. Ci sono molti esempi di questo trattamento, a partire da (Wilcox e Alber, 1972). Un primo riesame della modellistica della turbolenza in flussi comprimibili reattivi è stato fatto da (Coakley, 1983). Tale assunzione nasceva dal fatto che i dati sperimentali erano scarsi a causa dell'ingente costo delle attrezzature (Bardina et al, 1997) e che di quei pochi dati sperimentali, quello svolto al CalTech da Roshko e Papamoschou (1988) aveva mostrato una diminuzione del mescolamento con l'aumentare del Mach del flusso. In realtà solo successivamente si comprese che ciò era dovuto alla scelta della geometria e della diagnostica. Infatti, in tale esperimento, venne scelta una geometria 2-D per agevolare le misurazioni con diagnostica LDV. I due getti iniettati parallelamente mostrarono un mescolamento miscelazione drasticamente ridotto rispetto al caso subsonico. Tale esperimento ormai famoso fu preso da molti ricercatori come prova del fatto che in regime supersonico la turbolenza gioca un ruolo minore. Ciò era dovuto al fatto che il mescolamento in flussi supersonici è dovuto principalmente a strutture di tipo stramwise, che in flussi 2D non possono essere presenti. Nel 1992 Papamoschou (1992) fece lo stesso esperimento, questa volta lasciando libero il flusso di svilupparsi pienamente in 3-D. I risultati contraddicevano completamente quelli dei primi esperimenti, con un incremento del mescolamento turbolento del 30% rispetto a quello dei flussi incomprimibili. Un'analisi accurata del mescolamento ed uno studio fondamentale e teorico delle equazioni di Navier-Stokes di flussi comprimibili insieme con uno studio teorico per la predizione della lunghezza di fiamma e dei tempi di mescolamento sono stati fatti recentemente da ((Lele, 1994), Ingenito (2006), Fureby (2010). L'introduzione di un modello LES valido per flussi comprimibili ha permesso infatti di simulare un flusso 3D in cui l'efficienza di mescolamento e combustione, a differenza di quanto precedentemente affermato, è molto alta.

Si riportano di seguito alcuni dei risultati delle simulazioni sviluppate dall'Università di Roma La Sapienza (Ingenito), in collaborazione con il centro di ricerca ENEA (Cecere).

Il test sperimentale simulato è quello del combustore HyShot, inserito all'interno di un progetto di ricerca sviluppato presso il Centro di Ipersonica dall'Università del Queensland (UQ) e coordinato dal Dr. Allan Paull. La geometria di HyShot, come raffigurato in figura 1 e 2, consiste in una presa d'aria rettangolare lunga 305 mm e larga 100 mm, una camera di combustione di dimensioni 300  $\times$  75  $\times$  9.8 mm (fig.2) e da un condotto divergente lungo 200 mm e largo 75 mm.



Figura 7.7 - Geometria scramjet HyShot e condizioni di volo durante il test. In rosso è evidenziata la porzione di camera di combustione simulata.



Figura 7.8 - Camera di combustione.

La simulazione del presente lavoro è relativa al solo combustore evidenziato in rosso in Fig.1 e 2 assumendo una quota di volo di 28 km e angolo di attacco 0°. Nella seguente tabella sono riportate le condizioni di ingresso di combustibile e ossidante:

$\phi = 0.426$	Aria	Idrogeno
Pressure [Pa]	82110	307340
Mach	2.79	1
Density [kg/m <sup>3</sup> ]	0.2358	0.3020
Temperature [K]	1229	250
Velocità del suono [m/s]	682.9	1204.4
Velocità del flusso	1905.291	1204.4

Tabella 7.1 - Condizioni di ingresso in camera di combustione
---



La griglia 3D è di tipo strutturato ed è costituita da circa  $50 \cdot 10^6$  nodi (878 nella direzione parallela al flusso, 448 e 128 in quella trasversale rispettivamente lungo x e y.



Figura 7.9 - Griglia di calcolo costituita da 50 milioni di nodi.

Il solutore delle equazioni di N-S reattive è esplicito e completamente compressibile. L'integrazione nel tempo, con passo dell'ordine di  $10^{-9}$  s, è accurata al 3° ordine e viene effettuata mediante lo schema esplicito TVD Runge-Kutta di Shu e Osher. Per l'integrazione spaziale delle equazioni alle derivate parziali dominate dal trasporto convettivo si utilizza uno schema a bassa dissipazione, il WENO35 in grado di ricostruire gli stati all'interfaccia tra le celle. I flussi sono ricavati a partire



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



dagli stati ricostruiti implementando un solutore ibrido del problema di Riemann noto come HLLC/HLLE. Le condizioni al contorno sono quelle riportate in tabella 1; l'ipotesi di non riflessione delle sezioni di ingresso e di uscita permette poi di ridurre la presenza di onde di pressione nel campo, in particolare quei disturbi che potrebbero risalire la corrente attraverso le zone subsoniche. Per ovviare a questo problema si utilizzano le Navier-Stokes Characteristic Boundary Conditions (NSCBC). Per la validazione dei risultati ottenuti dalla simulazione della camera di combustione dello scramjet HyShot II si è fatto affidamento sui dati sperimentali forniti dalla University of Queensland. L'esperimento è stato eseguito a terra all'interno di una galleria ipersonica (T4 Shock Tunnel) in grado di accelerare il flusso d'aria a Mach 6.5. I dati sperimentali si riferiscono a misure effettuate in loco per mezzo di 16 trasduttori di pressione collocati lungo la linea mediana (x = 37,5 mm) sulla superficie superiore della camera. I sensori sono distanziati 13 mm l'uno dall'altro e il primo è situato a 90 mm dall'ingresso del combustore.

I risultati e l'analisi che seguono si riferiscono a un'istantanea del campo fluidodinamico a t  $\approx 1.29$  ms. La simulazione prevede che un flusso d'aria, entrante in condizioni supersoniche in camera di combustione (M = 2.79) alla pressione di circa 80 kPa e alla temperatura di  $\approx 1200$  K, venga fatto reagire con idrogeno iniettato trasversalmente in condizioni soniche a elevata pressione (p  $\approx 300$  kPa) e bassa temperatura (T  $\approx 250$  K).

Le simulazioni confermano la presenza di un treno di onde di compressione ed espansione generate dall'interazione della corrente d'aria che viaggia a elevata velocità (V  $\approx$  1900 m/s) con i getti di idrogeno provenienti dai quattro iniettori.





Le simulazioni mostrano la presenza di un treno di onde d'uro a partire dalla superficie inferiore a z  $\approx 2$  cm, dovuta alla separazione in quel punto dello strato limite. Tale separazione è causata dall'impatto della corrente supersonica d'aria con il getto di combustibile trasversale alla direzione di moto. Tra i getti e l'onda d'urto si forma una stretta regione subsonica nella quale lo strato limite





separa con formazione di più zone di ricircolo attraverso le quali l'idrogeno viene trasportato a monte.



Figura 7.11 - Isolivelli di temperatura (a) e del numero di Mach (b) con sovrapposte isolinee di pressione su un piano passante per x=2.81cm.

L'interazione tra iniezione in cross flow, onde d'urto, strato limite e comprimibilità del flusso (vedi Fig. 5) è tale da creare strutture tridimensionali (bow shock, barrel shock, disco di Mach) tali da generare forti gradienti di pressione e densità locali, da cui ne deriva la produzione del termine baroclinico, trascurabile in flussi subsonici e maggiore responsabile del mescolamento aria-combustibile reso difficile dalla rigidità del flusso in regime supersonico (vedi Fig. 6).



#### Figura 7.12 - Strutture vorticose elicoidali presenti nel flusso.

Grazie alla presenza di tali strutture vorticose, il mescolamento e l'ancoraggio di fiamma sono molto rapidi, così come riportato dai risultati sperimentali.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti





Figura 7.13 - Andamento della temperatura a parete (lato iniettori) e su piani paralleli al flusso a  $x \approx 2.81$ cm e  $x \approx 5.62$  cm rispettivamente sul 2° iniettore e a metà tra il 3° e il 4°.

L'ancoraggio di fiamma avviene a soli 22 mm dall'ingresso in camera. Le reazioni chimiche sono molto rapide: la frazione di combustibile si riduce del 50 % e all'uscita del camera solo una piccolissima parte risulta non bruciata ( $Y_{H_2} \approx 0.2$  %) (vedi Fig. 7).



Figura 7.14 - Andamento della frazione massica dell'idrogeno calcolata sul campo medio.

Ciò mostra che è possibile avere combustori supersonici ad alta efficienza, ed in particolare, la CFD è uno strumento chiave per identificare geometrie delle camere e degli iniettori tali da garantire un'elevata efficienza per le diverse condizioni di volo.





# 7.8 Configurazioni ad alta efficienza

I sistemi ipersonici sono caratterizzati da una configurazione ad alta efficienza, che riflette i seguenti criteri generali:

- alto rapporto tra portanza e resistenza (L/D) in regime ipersonico e alti L/D in regime subsonico e coefficiente di portanza all'atterraggio (CL);
- piccola area frontale e forma altamente aerodinamica per minimizzare l'area totale della superficie;
- ali con un'area piccola ma con fusoliera modellata per generare una portanza aggiuntiva;
- sistema propulsivo altamente integrato nel velivolo.

Queste caratteristiche (corpo alato o portante) implicano maggiori difficoltà rispetto ad una configurazione a capsula per gestire il problema del riscaldamento e rendono più difficile l'alloggiamento dei passeggeri; perciò il trasporto civile ipersonico è il campo in cui si incontrano i maggiori ostacoli essendo la sicurezza e il comfort dei passeggeri dei punti critici.

Il problema termico alle alte velocità per un velivolo con bordi d'attacco appuntiti è estremamente difficile da risolvere, anche a causa del volume di materiale troppo scarso per agire come pozzo termico e condurre il calore lontano dalla superficie.

# 7.9 Misure e tecniche sperimentali

Sono state sviluppate numerose tecniche di misura ottiche e convenzionali per studiare la meccanica dei fluidi e la combustione. Tuttavia, le condizioni estreme, come le alte temperature, che si incontrano nei flussi ipersonici rappresentano una sfida per molte di queste tecniche. Per questo motivo, le attuali capacità di misura del flusso nei voli e negli apparati sperimentali ipersonici sono relativamente modeste e limitate, per lo più, alla visualizzazione Schlieren e a sonde intrusive pitot-statiche e hot-wire. Un tema chiave è che queste competenze di misurazione di cui si necessita contribuiscono direttamente a validare e a sviluppare CFD basate sulla fisica e altri codici di modellazione.

Gli sforzi di sviluppo in questo campo si ripartiscono in diverse sotto-aree di studio, incluso lo sviluppo di strumenti avanzati e di tecniche sperimentali per prove a terra e in volo di sistemi ipersonici e propulsivi.

# 7.9.1 Strumentazione per il rilevamento di posizione dell'urto

É necessario lo sviluppo di tecniche per il rilevamento di urti ad alta risoluzione spaziale e temporale per ottimizzare la geometria delle prese d'aria dei sistemi propulsivi ipersonici, che a sua volta influenza le prestazioni e la stabilità dei sistemi propulsivi stessi. Le distanze di *standoff* degli urti sono importanti anche per i rientri ipersonici per via della correlazione esistente tra tali distanze e il flusso di calore sui corpi arrotondati. Il rilevamento della posizione dell'urto sarà indispensabile nei test sperimentali sulle geometrie della presa d'aria candidate e potrebbe essere aggiunto ai sistemi di rilevamento in volo.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



# 7.9.2 Misura puntuale di temperatura e/o di velocità nell'apparato ipersonico sperimentale

Durante le prove a terra dei velivoli ipersonici, è molto importante quantificare le condizioni di prova riprodotte dalla facility in modo da filtrare le inferenze corrette dai risultati del test. I parametri di interesse per i progettisti di motori ad alta velocità sono la temperatura asintotica, la velocità, la densità, la composizione e le fluttuazioni di questi parametri. Inoltre, dovrebbero essere misurate le distribuzioni spaziali di questi parametri per determinare le prestazioni della facility. La Coherent anti-Stokes Raman spectroscopy (CARS) e la dispersione di Rayleigh sono due tecniche di misura che possono essere combinate per fornire questi parametri in un dato punto del campo di moto. Tali misurazioni a singolo-punto sono preferibili alle misure a linea-di-vista come quelle effettuate con laser a diodo, poiché permettono di ottenere campioni precisi del campo nello spazio piuttosto che medie attraverso gli strati limite che si sviluppano sulle pareti della facility. Il CARS e la dispersione di Rayleigh sono perciò in fase di sviluppo per l'applicazione in alcune facility più grandi.

Un esempio di applicazione di queste tecniche è dato dagli studi fondamentali sui getti reagenti. I codici di fluidodinamica computazionale (CFD) di oggi non possono prevedere accuratamente l'accensione e il sostentamento della fiamma nei motori scramjet. Per superare questa limitazione, i motori scramjet sono progettati con un approccio conservativo usando degli iniettori di carburante che sostengono la fiamma ma che presentano un'alta resistenza. Per migliorare le capacità computazionali, sono necessari dei nuovi modelli di turbolenza, che potrebbero permettere degli iniettori più efficienti e a bassa resistenza. I dati sperimentali si possono ottenere usando sistemi CARS/Rayleigh. L'insieme di dati potrebbe includere le misure della temperatura, la velocità, la densità e la composizione, le loro distribuzioni, fluttuazioni, e cross-correlazioni, nei getti reagenti assialsimmetrici. Questo getto può contenere idrogeno o specie di idrocarburi per permettere la simulazione di motori scramjet a idrogeno o ad idrocarburi.

### 7.9.3 Temperature Sensitive Paint (TSP)

Lo sviluppo di tecniche per il rilevamento della temperatura ad alta risoluzione spaziale e temporale è necessaria per ottimizzare i materiali per le alte temperature nei componenti strutturali ipersonici e nei sistemi propulsivi. Sebbene le tecniche all'infrarosso abbiano fornito degli inestimabili dati sulla temperatura superficiale, queste tecniche non possono dare delle misure ottimali quando nel flusso sono presenti delle contaminazioni come gli scarichi del motore. La visuale nelle facility di prova può essere inoltre limitata dalla mancanza di un accesso ottico o dalla necessità di finestre speciali per le trasmissioni IR. In questi casi, si è dimostrato produttivo l'uso di rivestimenti sensibili alla temperatura.

I raccoglitori usati in molte TSPs sono ceramici e hanno un'alta resistenza termica. Per molte applicazioni, la conduttività termica deve essere innalzata per avvicinarsi di più a quella dei metalli o dei materiali CMC (Ceramic Matrix Composite). Nel caso dei materiali CMC, i sensori termografici al fosforo potrebbero essere allocati nei compositi, in qualità di sensori integrali che possono essere scannerizzati o riflessi. Utilizzando un materiale otticamente trasparente, si possono sviluppare dei sensori di flusso di calore ad alta temperatura usando uno o più sensori al fosforo sui lati opposti del materiale trasparente.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



L'accuratezza delle tecniche TSP è in genere compromessa dall'emissione di luce dispersa delle fiamme o dai materiali ad alta temperatura o dalle contaminazioni. Saranno analizzate diverse tecniche per aumentare il rapporto segnale-rumore di questo metodo, che includono la rasterizzazione a laser pulsato della luce eccitante e l'analisi di nuovi diodi, che emettono lunghezze d'onda UV molto corte, come possibili sorgenti di eccitazione. É interessante esplorare l'utilizzo di fosfori multi-spettrali nelle applicazioni ad alta temperatura, per compensare l'alta radiazione da corpo nero dei segnali della fiamma.

### 7.9.4 Tecniche sperimentali per grandi strutture

Numerose operazioni finalizzate alla sperimentazione delle strutture necessitano di strumentazione notevolmente avanzata e tecniche di *testing* orientate alle strutture di grandi dimensioni. Il Ground Vibration Testing (GVT) è una di queste tecniche. Attualmente non è possibile ottenere informazioni GVT in corrispondenza delle condizioni di carico aero-termico corrette sulle strutture di grandi dimensioni previste per i sistemi *Highly Reliable Reusable Launch* o *High Mass Entry*. Lo sviluppo della tecnica partirebbe da strutture di piccole dimensioni e includerebbe strumentazioni per la misurazione della deformazione, dell'accelerazione, della temperatura, del flusso termico e della deflessione delle superfici del prototipo per applicazioni in prove ad alta temperatura di materiali ipersonici e componenti strutturali di grande scala. La metrica per questa tecnica prevede di misurare il contenuto delle frequenze e delle forme modali che rientrano nel 15% delle previsioni ingegneristiche. L'intento è quello di utilizzare queste tecniche per strutture calde di grande scala, ma una validazione per sistemi così complessi richiederà sforzi relativamente elevati.

# 7.9.5 Sistema per la caratterizzazione del flusso libero - Nitric Oxide (NO) planar laser-induced fluorescence (PLIF)

La tecnica PLIF offre la possibilità di visualizzare ed effettuare misure quantitative sui flussi ipersonici. La NOPLIF è limitata a misure del campo di moto all'esterno del corpo, compreso il campo di velocità nelle prove in galleria del vento. La misura del campo di temperatura è un altro parametro molto importante che permette un confronto con i codici CFD per validare i modelli implementati in essi. In alcune applicazioni, come ad esempio nello strato limite ipersonico laminare, tali modelli potrebbero predire quasi lo stesso campo di velocità ma dei campi di temperatura significativamente diversi. Perciò, è importante misurare sia la velocità che la temperatura nei campi di moto ipersonici, qualora si vogliano valutare diversi metodi per i flussi ipersonici. Un'altra ragione per cui misurare la temperatura statica è importante consiste nel fatto che i fenomeni come l'accensione e il sostentamento della fiamma nei motori scramjet sono molto sensibili ad essa e le condizioni in cui vengono effettuati gli esperimenti dovrebbero essere note con precisione.

Queste misure sono effettuate con un sistema PLIF "in fase di sviluppo" che viene spostato da galleria in galleria, e che può essere costantemente migliorato. C'è la necessità di un sistema PLIF "in produzione" che sia permanentemente istallato nelle gallerie del vento ad alto numero di Mach, in modo da essere disponibile per l'uso di tutti i giorni. Queste misure aiuteranno i progettisti dei motori a determinare le condizioni al contorno della presa d'aria, compresa l'intensità della turbolenza che è un input dei loro calcoli. Tali dati



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



miglioreranno significativamente la confidenza e ridurranno gli errori nella valutazione delle prestazioni, spiegando al contempo le anomalie riscontrate durante le prove. Qualora siano richieste le misure di temperatura nelle zone turbolente del campo di moto come all'interno del combustore o nello scarico del motore, allora questo compito dipenderà dall'applicazione corretta della tecnica, dato che per le misure di temperatura nelle zone turbolente con il NO PLIF sono necessari due sistemi di eccitazione/acquisizione. Per i flussi laminari, o per quelli con fluttuazioni modeste come i campi indisturbati, un solo sistema di eccitazione/acquisizione è sufficiente.

### 7.9.6 Valutazione dei sensori e miglioramenti degli impianti

Un elemento importante nello sviluppo della tecnologia ipersonica è la validazione sperimentale negli impianti di sperimentazione a terra. Alcune specifiche aree di interesse includono effetti di scala, la composizione e le condizioni del gas di prova e il tempo di prova. Ci sono molti impianti ad arco-getto o aero-propulsivi attualmente utilizzati per la sperimentazione ipersonica, che richiederanno alcune modifiche per la simulazione di condizioni di volo. Particolarmente preoccupante è che, nella maggior parte dei casi, la sperimentazione propulsiva è condotta in ambienti di prova in cui è presente qualche forma di contaminazione. Un impianto riscaldato tramite combustione utilizza gas di prova che contengono i prodotti della combustione stessa, mentre gli impianti riscaldati ad arco presentano un elevato livello di ossidi di azoto, e ancora gli accumulatori di Calore contengono particolati. Pertanto è necessario che sia sviluppata una strumentazione migliore (sonde di misurazione, sistemi di filtraggio dei gas, progetti di calorimetri, ecc.) per quantificare accuratamente le condizioni e la composizione del flusso di prova per supportare al meglio ogni esperimento. Un supporto fondamentale riguarda infatti la valutazione degli effetti della contaminazione del gas di prova sul sostentamento della fiamma e sulle prestazioni dei motori, in particolare in relazione ai motori scramjet. C'è il bisogno di espandere, di migliorare o di fornire delle competenze in supporto queste attività imminenti, così come di integrare/aggiornare strumenti/tecniche di misura avanzate nelle facility per ottimizzare la sperimentazione e massimizzare l'accuratezza dei dati.







# 8 Armi e Sistemi di Difesa

### 8.1 Tecnologie laser e ad energia diretta

Varie tipologie d'armamento/armi ad energia diretta DEW - Direct(ed) Energy Weapons<sup>1</sup>, vagheggiate sin dai tempi della Guerra Fredda, basate su microonde/radiofrequenze (bombe-e), elettro-laser (elettroshock via fasci conduttivi di plasma creati con laser), proiettili ad energia pulsata (creazione intermittente con laser di pennelli di plasma ed associate onde di pressione sulla superficie del target) e laser, stanno acquisendo importanza e sempre maggior interesse con il crescere dell'innovazione tecnologica, dei contesti di conflitto asimmetrici/non convenzionali (attacchi terroristici, insorgenze, attentati kamikaze etc.), l'acuirsi della velocità/destrezza delle minacce (rispetto alle quali anche i più moderni sistemi C-RAM possono rivelarsi carenti) e l'avvicinarsi ai limiti superiori di dirompenza raggiungibili con esplosivi convenzionali. Tra esse, oltre a quelle a microonde, le più considerate come potenziale munizionamento sono quelle laser, sperimentalmente studiate in varie forme, misure ed architetture sistemiche, da quelle portatili/veicolari a quelle, di importante ingombro e complessità (come quelli chimici/a gas o a fibra ottica/modulare), per usi su piattaforme militari navali ed aeree. Convertendo energia elettrica o chimica in fasci coerenti EM continui o ad impulsi regolabili in potenza, che si propagano alla velocità della luce, consentono graduazione della potenza del colpo a seconda delle esigenze, con effetti letali o meno (NLW) e, parimenti, applicazioni difensive od offensive. I dispositivi d'armamento laser potranno essere aerei e finanche spaziali ed avranno capacità d'ingaggio selettive ed istantanee contro bersagli multipli, con autonomia maggiore rispetto alle armi convenzionali (al posto di meno di una decina di missili supersonici sub-alari, un aereo potrebbe p.e. sparare centinaia di colpi/salve laser), costi unitari (per salva) assai inferiori (il costo di un missile può arrivare anche ~ ai M€/M\$ mentre una raffica di impulsi laser potrebbe aggirarsi intorno alle migliaia di euro/dollari) e maggior precisione, essendo in teoria meno influenzati da caratteristiche fisiche/ambientali quali gravità, velocità del vento, spostamento/movimenti del target etc.. Inoltre, ai fini del carico utile, un aereo potrebbe sparare centinaia di colpi laser invece che trasportare missili e/o armamento di caduta, con capacità modulabile (in funzione della potenza del laser erogata) di colpire bersagli - p.e. in un duello aria-aria (A/A) - in termini di millisecondi (non in minuti o comunque, decine di secondi). Il loro utilizzo sinergico od in sostituzione di sistemi d'arma classici (artiglierie/missili) può diventare decisivo nel contrastare razzi, colpi d'artiglieria e mortai (C-RAM) e, da ultimi, mini-UAV mentre, con alta potenza (ordine centinaia di watt), potrebbe consentire l'abbattimento diretto (anche a parecchie decine di chilometri) di veicoli, piccole imbarcazioni, missili ed aerei/droni. Tali potenziali altissime celerità di tiro ed autonomia ne fa l'ideale per intercettare minacce ad elevata velocità ripetutamente emergenti. Pertanto un'applicazione dei laser, qualora tecnologicamente di (relativo) piccolo ingombro e consumo energetico, potrebbe essere quali armi ad energia diretta per combattimenti A/A e/o interdizione/attacco A/S di velivoli ipersonici, regime in cui le armi convenzionali/ad effetti cinetici ed il payload ad esse associato, che introduce pesi e/o non trascurabili carichi aerodinamici resistivi

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Ove il danno inflitto al bersaglio non deriva da normali effetti cinetici/termochimici (d'impatto/urto/blast etc.) dei proiettili/WH.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



(costringendo anche a ricorrere ad opportuni design di gondole/baie della fusoliera od ali per l'alloggiamento) appaiono poco convenienti. Nel settore aeronautico ipersonico, ampie appaiono quindi le possibilità e prospettive di ricerca e sviluppo tecnologico per armi ad energia diretta laser, specie riguardo potenza e collimazione delle sorgenti (promettente comincia ad apparire l'approccio basato sull'accoppiamento geometrico, con varie numerose fonti laser raggruppate in un unico fascio contro il bersaglio, in particolare con laser a fibra modulare/ottica), stante le difficoltà tecniche connesse alla realizzazione di dispositivi laser di poco ingombro (i.e. compatibili con l'installazione/facilmente integrabili nella correnti configurazioni strutturali/della cellula d'aeromobili militari) ed elevata potenza concentrata (dalle decine di kW in su). In tale contesto i potenziali futuri sistemi DEW laser, qualora si arrivi all'effettiva dimostrazione di tale concetto tecnologico, potranno avere un impiego - specie in campo aeronautico ipersonico - multiuso (sia verso vettori nemici che obiettivi di terra/superficie), ovvero come armi difensive od offensive che possano sparare (i) in modalità a basso consumo per l'auto-difesa/auto-protezione dell'aereo, (ii) in modalità offensiva non letale (per bruciare sensori o motori) ed, infine, (iii) in modalità letale/distruttiva. Si può plausibilmente ritenere che il corrente livello nazionale di prontezza/maturità del suesposto segmento tecnologico non superi, nel complesso, il terzo stadio (TRL  $\leq$  3), con primi riscontri – a livello mondiale – di industrializzazione ed integrazione in velivoli di DEW laser intorno alla fine ventennio.

### 8.2 Materiali reattivi

Con il temine materiali reattivi si intende una tipologia di sostanze/componenti di natura energetica ed applicazione anche strutturale (p.e. composti intermetallici/miscele metallo-ossidi/metallo-polimeriche etc.) attraverso i quali si può aumentare l'effetto specifico<sup>2</sup> di letalità delle T.I.G. (teste in guerra/WH) sul bersaglio e/o di neutralizzazione delle minacce, attraverso un contributo riconducibile alla loro ulteriore capacità residua di reazione chimica/rilascio impulsivo (quasi detonico) d'energia quando arrivati a contatto (*impact induced reaction*, per i frammenti) e/o in stretta prossimità del target (*shock induced reaction*, nel caso d'incremento addizionale del contenuto energetico del blast, successivo alla detonazione dell'esplosivo principale), in aggiunta ai convenzionali meccanismi di trasferimento d'energia al bersaglio di natura cinetica (tipo p.e. proiezione schegge per frammentazione/pre-frammentazione testata, penetratori KE) e/o termochimica (tipo p.e. palla di fuoco/onda di blast/d'urto, cariche cave). Tali materiali, che pare possano consentire aumenti dell'energia dislocata sul bersaglio fino ad oltre il doppio di quelle correntemente in gioco, potranno chiaramente trovare dedicata applicazione in sistemi missilistici e razzi<sup>3</sup>. Perciò, laddove questi ultimi continuino a costituire l'armamento d'elezione/principale A/A ed A/S (sia per auto-difesa che attacco) per velivoli ipersonici militari, i materiali reattivi, unitamente alle potenziali associate tecniche e metodologie realizzative/costruttive, possono costituire una tecnologia abilitante per detti velivoli in ragione:

 dell'aumentata efficacia che essi potrebbero apportare nella letalità dell'armamento (anche con qualche grado di miglior precisione, capacità d'azione chirurgica/riduzione dei danni collaterali), permettendo altresì, verosimilmente, una più efficiente gestione dei collegati

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> I.e. per unità di massa.

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Potendo arrivare a conferire aggiuntive caratteristiche di letalità *target-oriented* anche p.e. alle incamiciature/ casing, allo stesso propellente solido residuo etc.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



sistemi GNC/d'ingaggio bersagli e dei dispositivi SAD/di spoletta, e, a parità di letalità (i.e. di effetto sul target) rispetto ai sistemi attualmente in uso

 Delle riduzioni unitarie di masse, ingombri e volumi che si potrebbero così sostenere per ciascun carico utile/pagante (i.e. missile e/o razzo che sia), con plausibile diminuzione anche del quantitativo di esplosivo primario nella T.I.G. (e quindi eventuale miglior livello di sicurezza durante il ciclo operativo di vita della munizione stessa e, più in generale, del vettore stesso)

Si può plausibilmente ritenere che il corrente livello nazionale di prontezza/maturità relativo alla sopraesposta tecnologia non superi, in generale, il quinto stadio (TRL < 5).





# 9 Controllo ambientale & sistemi di supporto vitale

I sistemi di bordo in generale e quelli ECLSS in particolare hanno un'importanza rilevante nello sviluppo del Progetto. La definizione delle soluzioni sistemistiche ha infatti un notevole impatto sulla fattibilità delle soluzioni velivolistiche, influenzando e guidando il progetto sin dalla traduzione in top level requirements delle necessità degli stakeholders. Le missioni che è possibile eseguire, la capacità del sistema velivolo in termini di passeggeri e pay-loads trasportabili, ed in generale il dimensionamento del Sistema sono fortemente influenzati dalla possibilità di adoperare soluzioni sistemistiche ottimizzate e valutare, lì dove necessario, soluzioni innovative.

L'importanza di mantenere i sistemi ECLSS nelle "tecnologie abilitanti" è legata ad una duplice necessità:

- Le soluzioni e le tecnologie ad oggi conosciute nel campo ECLSS in ambito spaziale sono state sempre adoperate per supportare missioni eseguite da personale addestrato (astronauti). Le nuove frontiere di utilizzazione di sistemi spaziali dovrebbero prevedere anche lo studio di come estendere l'usufruibilità delle missioni al passeggero "comune". In questo ambito, a differenza delle applicazioni ad oggi note, i sistemi ECLSS dovranno essere opportunamente studiati, integrati e certificati.
- 2) Studiare, sin dalle prime fasi concettuali, architetture sistemistiche che consentano una valutazione completa della fattibilità del progetto ed indirizzino la definizione dei top level requirements tecnologicamente raggiungibili.

Quanto descritto sopra si applica alle diverse componenti dell'ECLSS che dovranno essere oggetto dello studio;

- Breathing & Pressurization Gas Storage System
- Temperature and Humidity Control System
- CO2 Control System
- Trace Contaminant Control System
- Waste Management Control System
- Water Management Control System
- Fire Protection Control System

Le tecnologie più opportune saranno selezionate successivamente in funzione dell'architettura complessiva del velivolo con cui i sistemi ECLSS saranno altamente integrati (disponibilità bleed motore, possibilità di utilizzo di prese d'aria esterne almeno in alcune fasi della missione), della tipologia e durata della missione (sizing di sistemi di immagazzinamento ossigeno) e delle normative certificative di riferimento che, in ambito Life Support, sono driver essenziale per dimensionamento e ridondanza delle soluzioni tecniche adottabili e quindi delle tecnologie selezionabili a supporto.

Ad oggi si può solo ipotizzare come promettenti:

• Oxygen generation systems (electrolysis, on-board gas generation)



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



- Gas storage (high pressure, supercritical, subcritical)
- Cabin pressure control system (controller, outflow safety valves)
- Air Cycle Machine
- Moto-turbocompressor
- Cryogenic/Liquid/Vapour Cycle Systems
- High performance Radiators
- High Performance Filtration
- CO2 Removal systems
- Humidifier
- Cooler/Condenser Humidity Control
- Loop Heat Pipes
- On Board Inert Gas Generation







# **10 Metodologie di Progettazione**

### 10.1 Analisi funzionale e requisiti di sistema

I moderni strumenti di progettazione utilizzati per gli studi di ingegneria ipersonica si affidano a metodologie rapide a bassa accuratezza per realizzare studi parametrici e ottimizzazione della configurazione. Un perfezionamento di queste metodologie prevede l'utilizzo delle soluzioni delle equazioni di Eulero e delle Navier-Stokes complete al fine di ancorare le soluzioni generate utilizzando metodi a bassa accuratezza. Lo sviluppo degli strumenti di progettazione e di analisi delle strutture in ambito ipersonico è focalizzato sui quattro temi di seguito esposti:

### 10.1.1 Soluzioni strutturali per la propulsione a ciclo combinato

In ambito strutturale l'obiettivo è quello di individuare un *concept* che permetta di ridurre il peso iniziale e durante la crociera dei prototipi TSTO (*two-stage-to-orbit*), HRRLS (*Highly Reliable Reusable Launch Systems*), TBCC (turbine-based combination cycle) e *Scramjet*. L'elevato flusso di calore all'interno dei combustori *scramjet* richiede pareti con sistemi di raffreddamento di tipo attivo, che perciò dovranno essere realizzate in compositi avanzati adatti alle alte temperature al fine di rispettare i requisiti di peso. Attraverso campagne sperimentali, il concept dei combustori *actively-cooled* (raffreddati con sistemi attivi) dovrà essere perfezionato in termini di prestazioni termo-strutturali. L'obbiettivo iniziale sarà la progettazione di pannelli per il combustore ibridi metallici/compositi a matrice ceramica (CMC). A lungo termine gli sforzi più consistenti in termini di ricerca dovranno essere focalizzati sullo sviluppo di pannelli CMC più leggeri raffreddati con sistemi attivi. Inoltre occorre sostenere le industrie nello sviluppo di tecniche di lavorazione per il raffreddamento interno e per i materiali che incrementino la conducibilità e la capacità termica a temperature ultra elevate. É necessario concentrare gli sforzi di ricerca sulla tecnologia TBCC al fine di soddisfare i requisiti in termini di performance e peso per compressori in  $\gamma$ -TiAl e pale del fan in leghe di titanio (Ti-alloy).

### 10.1.2 Tps integrato e architettura hot-structure

Un altro tema riguarda la valutazione delle prestazioni della struttura del velivolo e l'analisi termostrutturale dei componenti chiave di veicoli di tipologia TSTO HRRLS. Per questa tipologia di velivoli, come per altre prima definite, le *enabling technologies (*tecnologie abilitanti) fanno riferimento alla capacità di realizzare profili multi-missione, resistenza dei bordi d'attacco alle alte temperature, TPS, strutture caratterizzate da superfici di controllo e serbatoi di propellente quanto più leggeri. L'obbiettivo è la validazione del design e degli strumenti di analisi, lo sviluppo di concetti strutturali innovativi e di tecniche di lavorazione avanzate per la realizzazione di velivoli leggerei multi-missioni. Inizialmente sono richiesti analisi e test sperimentali sulle superfici di controllo in materiale C/SiC. Questi test forniscono unicamente informazioni a livello termo-strutturale relativamente alla risposta dinamica della struttura alle elevate temperature con carichi combinati termo-meccanici. Inoltre sarà necessario sviluppare un sistema di serbatoi multi-utilizzo a basso peso da utilizzare su velivoli ipersonici propulsi ad idrocarburi e con propellenti criogenici.





# 10.1.3 Metodologie di analisi dei materiali e delle strutture e di progettazione

Uno dei principali obbiettivi della ricerca riguarda lo sviluppo di strumenti di progettazione e di analisi delle strutture in grado di ridurre i tempi di progettazione e migliorare la valutazione del profilo di missione. Questa attività si articola in due linee di sviluppo parallelo:

- miglioramento dell'analisi termo-strutturale accoppiata per strutture ipersoniche
- integrazione analisi termo-strutturale con metodologie di predizione durata/vita operativa

Per esempio, tecniche ottimizzate di modellazione termica risultano necessarie per superare le incompatibilità intrinseche dei metodi di analisi termica e strutturale accoppiati, permettendo analisi termoelastiche di componenti strutturali non isolati.

L'Integrazione nei modelli di progettazione dei parametri di durata, vita operativa prevista, e *damage tolerance* con gli strumenti di analisi termo-strutturali introducono notevoli problematiche tecniche che devono essere affrontate. Tuttavia permettono la valutazione degli effetti di degrado delle performance strutturali dei materiali rispetto alla vita operativa di progetto. La validazione delle capacità di analisi e di predizione di vita operativa è un aspetto critico.

### 10.1.4 Sensori strutturali in ambienti critici

Per il monitoraggio delle strutture sono necessari sensori robusti che siano in grado di fornire misure delle performance per una validazione dei modelli teorici. Gli impianti devono permettere la sperimentazione e la qualifica delle strutture dei prototipi con misurazioni dirette in condizioni operative di volo. La mancanza di dati precisi ostacola la possibilità di convalidare e ottimizzare la progettazione dei componenti e contribuisce perciò ad un aumento dei margini e il peso della struttura. I sensori devono essere in grado di fornire misure di deformazione a 2000°C e oltre, a temperature criogeniche, misurazioni in loco di flusso di calore, trasduttori di pressione ad alta e bassa temperatura, accelerometri, sensori per la valutazione del livello del liquido nei serbatoi durante le operazioni. L'obiettivo di questa attività è o di individuare e sviluppare materiali e tecnologie per sensori avanzati per sperimentazione negli impianti e in volo. Ulteriori miglioramenti riguardano nano-sensori e sensori incorporati.

# 10.2 Progettazione sistemistica del velivolo

### 10.2.1 Progettazione di strutture e materiali

Le problematiche multidisciplinari, con forti accoppiamenti tra fenomenologie fisiche diverse che nascono dal design e dall'analisi dei velivoli ipersonici rendono necessario lo sviluppo di nuovi strumenti e metodologie. Una stima dettagliata dell'aerodinamica può essere ottenuta partendo da un velivolo di riferimento e utilizzando le metodologie più aggiornate per la predizione dell'aerodinamica, dell'aerotermodinamica e dell'aerotermoelasticità attualmente disponibili. Questa stima deve essere preferibilmente effettuata su un velivolo il più vicino possibile alla configurazione studiata. In alternativa, se la programmazione delle prove di volo non permetterà



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



tale stima nei tempi imposti dal programma di sviluppo degli strumenti e delle metodologie, sarà possibile utilizzare i modelli altamente affidabili di velivoli con sistemi di lancio riutilizzabili. L'obiettivo di tale stima è quello di comprendere quali lacune nella modellazione effettuata dai diversi tool e quali divari tra i tool delle diverse discipline devono ancora essere colmati.

Questi metodi possono essere fondamentali anche per una classe di tecnologie associate ai sistemi di rientro, in particolare strutture inflatable a geometria variabile. Per questa tipologia di sistemi si aggiungono ulteriori difficoltà. Sono infatti necessari degli strumenti in grado di accoppiare appropriatamente dei solutori strutturali per equazioni non lineari, come i modelli agli elementi finiti, con codici CFD, in modo da modellare le forti interazioni tra fluido e strutture che hanno luogo durante il rientro ipersonico nell'atmosfera. I meccanismi per accoppiare i codici strutturali con i giusti codici CFD, per calcolare le caratteristiche aero-termiche del flusso durante il processo di convergenza delle matrici FEM, non sono ancora sufficientemente sviluppati.

Per quanto concerne la progettazione di componenti in materiale composito per applicazioni aerospaziali è di primaria importanza la messa a punto di lay-up ottimali ai fini della resistenza statica, a instabilità e a fatica. Relativamente alla fatica sarebbe di grande convenienza la possibilità di definire delle metodologie sperimentali per la valutazione accelerata del limite di fatica, da realizzare con tecniche termografiche. Inoltre, accanto allo sviluppo di metodologie analitiche e sperimentali ad hoc per la caratterizzazione delle strutture in materiale composito (in particolare a *buckling* e *crippling*) e dei sistemi di giunzione tra manufatti e materiali compositi, è importante mettere a punto le tecniche più appropriate per la progettazione in presenza di azioni aero-termo-meccaniche e in presenza di difetti o cricche (nell'ottica di una progettazione *damage tolerance*). A tal riguardo, l'approccio multifisico e, quindi, multidisciplinare è la strada principale per l'innovazione e per dare una risposta adeguata alla sempre crescente domanda progettuale in tale campo, che mira all'ottimizzazione delle forme geometriche al fine di offrire maggiore efficienza e affidabilità.

In molti componenti meccanici, l'unione di parti con l'attrito è molto comune. In generale, l'attrito è desiderato o per trasmettere forze e coppie di trasmissione in circostanze in cui spesso non ci sono alternative efficienti, per esempio ad alta temperatura dove si vuole aggiungere un effetto di smorzamento. Soprattutto nei motori delle turbine a gas (sia negli stadi del compressore che della turbina), il *fretting* è stato ampiamente segnalato in quanto vi sono questioni cruciali di sicurezza. Infatti, purtroppo, la presenza di attrito e sfregamento delle parti induce danni (*fretting-usura*), nonché concentrazioni di sollecitazione (*fretting fatica*). Notevoli progressi sono stati fatti nella comprensione del *fretting fatica* negli ultimi dieci anni, soprattutto dopo l'analogia tra il *fretting* e la fatica da intaglio. In particolare, è stato proposto un "Crack-Like Notch analogue (CLNA)", che fornisce un quadro completo per coniugare la "Crack analogue", relativa ai contatti di piccole dimensioni, con la "Notch analogue" relativa ai contatti di dimensione estesa o bassa concentrazione di stress. Questo modello CLNA va tuttavia confrontato con altri metodi per la caratterizzazione (short crack arrest) al fine di raggiungere una metodologia valida per la previsione *fretting* limiti di fatica a partire dai dati di fatica piana.



#### Figura 10.1 - Il modello CLNA.

Il modello CLNA, rappresentando sull'asse x, la dimensione dell'area di contatto, normalizzata da un difetto di dimensione iniziale  $a_0$  (che rappresenta una costante del materiale), e utilizzando un parametro di carico geometria Y per comprimere i dati, predice correttamente l'affaticamento dei dati sperimentali.

Un progetto sperimentale per caratterizzare il *fretting fatica* in modo rapido dovrà essere messo a punto utilizzando macchine di risonanza. In particolare, utilizzando un albero conico calettato, è possibile controllare la quantità di precompressione tramite la forza di serraggio e ciò permette di controllare il valore della pressione di contatto. Con l'applicazione di una torsione statica e una vibrante, in aggiunta allo stato di precompressione, sarà possibile, in funzione dei parametri, avere più *fretting-usura* o più *fretting fatica*.

### 10.2.2 Progettazione di sistemi propulsivi

Le principali problematiche dei sistemi propulsivi sono legate all'integrazione di sistemi propulsivi per bassa e alta velocità in un unico sistema a ciclo combinato. Controllare questo sistema propulsivo combinato per tutti gli assetti di potenza e le condizioni di volo, in modo che si realizzino le forze e i momenti propulsivi previsti, mantenendo al contempo i carichi strutturali (di pressione, termici e instazionari) entro livelli che garantiscano la vita di sistema richiesta, è una delle sfide più grandi. Uno dei temi chiave, che necessita di ulteriore studio, è la transizione dalla modalità propulsione a bassa velocità a quella propulsione ad alta velocità. Sebbene sia i sistemi TBCC (turbine-based combination cycle) che quelli RBCC (rocket-based combined cycle) siano stati oggetto di studio, l'attenzione e gli obiettivi di breve termine sono maggiormente rivolti alla



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



prima categoria. Per questo motivo, le principali attività del reparto Propulsione si focalizzano sullo sviluppo di metodologie di progetto per i sistemi TBCC.

Per progettare e predire le prestazioni e gli aspetti operativi di questi sistemi a ciclo combinato occorre utilizzare tool di alto livello. Particolare attenzione sarà posta nell'apportare innovazioni tecniche nella modellazione della transizione dello strato limite, della turbolenza, della combustione, del trasferimento di calore e dei problemi instazionari al progetto dei motori a ciclo combinato, e nell'accoppiare questi elementi di fluidodinamica computazionale con strumenti strutturali e di controllo avanzati.

Il design meccanico e la stima delle prestazioni per i sistemi propulsivi, compresi il motore a turbina e i canali di flusso ram/scramjet, devono essere completati. Alcuni dettagli critici come la protezione termica (raffreddamento ossidazione, ecc), bilanciamento di potenza, stime del peso e dei fattori di sicurezza devono ancora essere considerati.

La principale sfida tecnica per la disciplina Propulsione è quella di accrescere la capacità di progettare e prevedere le prestazioni dei sistemi propulsivi ipersonici. Lo stato dell'arte attuale non soddisfa adeguatamente questa necessità, come evidenziato dalla mancanza di motori ipersonici capaci di rispettare tutti i requisiti in peso, prestazioni, operatività, ciclo di vita, vincoli d'incertezza e costi simultaneamente.

La propulsione TBCC per applicazioni ipersoniche necessita di motori a turbina adatti ad alti numeri di Mach per accelerare il velivolo fino alle velocità dello scramjet. Le sfide maggiori sono quelle di sviluppare un acceleratore a turbina capace di sostenere numeri di Mach superiori a 4 e di sviluppare uno scramjet che permetta la transizione da bassa ad alta velocità partendo da un M<4.In maniera simile, la propulsione RBCC richiede l'ottimizzazione dei cicli a razzo e scramjet in un unico canale di flusso.Al fine di prendere in considerazione l'integrazione dei sistemi a bassa e ad alta velocità in un ciclo combinato così come l'integrazione del sistema presa d'aria/ugello al velivolo, le principali attività propulsive includono cinque soggetti:

- 1) propulsione Scramjet/ramjet, che comprende le strutture e i materiali
- 2) propulsione a turbina per alti numeri di Mach
- 3) TBCC
- 4) RBCC
- 5) sviluppo di strumenti di design e analisi

Il primo approccio tecnico consiste nell'effettuare esperimenti per acquisire dati che possano essere utilizzati per sviluppare e validare strumenti di analisi e design.

### 10.2.3 Integrazione aerotermo-strutturale

Uno degli obiettivi chiave per la futura architettura dei velivoli ipersonici è di passare da un TPS esterno a un TPS integrato nella struttura e a strutture resistenti al carico termico. Per queste strutture, l'ambiente aerotermico (quantità di calore trasferita alla superficie) dipende significativamente dalla distribuzione di temperatura sulla superficie. Nel processo di design



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



attualmente in uso, questo forte accoppiamento tra il campo di moto e la struttura viene o completamente trascurato o preso in considerazione attraverso un gran numero di iterazioni tra aerotermodinamica CFD e analisi termostrutturali. Occorrono delle alternative a questo approccio inefficiente e inaccurato che forniscano un mezzo per ottimizzare il design strutturale in termini di minimo peso. Le metodologie per integrare i metodi CFD per l'aerotermodinamica con i metodi per l'analisi termo-strutturale possono essere sviluppate inizialmente per questo problema fortemente accoppiato. L'accoppiamento tra il flusso e la superficie del velivolo diventa infatti più complesso per i velivoli da rientro con sistemi TPS ablativi, in cui la forma della superficie cambia a causa dell'ablazione e dei prodotti rilasciati dalla superficie nel flusso. I metodi per modellare le interazioni fluido-struttura saranno in un secondo momento estese ai TPS ablativi.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



# 11 Atterraggio e supporto a terra

# 11.1 Integrazione con ATC

Gli aspetti abilitanti del ATC sono rappresentati dallo studio delle potenzialità e dei limiti del sistema "Sense & Avoid" automatico, in grado di ridurre il rischio di collisioni aria-aria tra velivoli tradizionali e velivoli ipersonici (non pilotati o pilotati) che volano in spazi aerei non segregati, e lo sviluppo delle tecnologie basate su sensori non cooperativi (RADAR + Elettro-Ottico).

Il contributo innovativo è anche dato dalla capacità di analizzare rotte e predire autonomamente conflitti nel breve e medio termine.

# 11.2 Operatività di spazioporti

L'utilizzo di velivoli ipersonici pone il problema dell'adeguamento o della costruzione di opportuni spazioporti per tutte le operazioni necessarie al decollo e all'atterraggio, tra cui: planning, scheduling, coordinamento e management di tutte le attività per il trasporto ipersonico, incluso lo sharing di spazioporti situati a grosse distanze (worldwide), capacità di garantire più voli simultaneamente ed eventualmente di velivoli di diverso tipo, posizionamento di sistemi di controllo che garantiscano il collegamento con lo spazio, etc.

Questo richiede notevoli sforzi, sia dal punto di vista economico per l'investimento necessario, che per l'identificazione dei requisiti per le operazioni e la soddisfazione dei criteri di safety, oltre che per la selezione del sito adatto, che deve essere necessariamente sufficientemente isolato da non esporre la popolazione a rischio e a rumore eccessivo, ma tale da poter garantire collegamenti adeguati.

Un'ulteriore complicazione è posta dalla selezione di un sito che consenta un potenziale lancio verticale.

Restando nelle operazioni che riguardano velivoli ipersonici/suborbitali per i quali si prevede decollo e atterraggio orizzontale su pista convenzionale, quindi rimanendo nell'ambito del trasporto civile e dello space tourism, molte compagnie, tra le quali Virgin Galactic e Armadillo Aerospace, sono già pronte con il progetto di Spazioporti che possano garantire tutte le operazioni necessarie a questo tipo di velivoli.





# 12 Progettazione, integrazione, verifica e qualifica

### 12.1 Elettronica tollerante a radiazione e ionizzazione

Il volo ipersonico include il raggiungimento di altitudini caratterizzate da picchi di radiazione cosmica secondaria. La conoscenza di tale ambiente permette di predire gli effetti indotti nel velivolo e valutare il rischio associato e le contromisure da adottare.

Durante il volo il velivolo può essere esposto principalmente a 2 differenti ambienti di radiazione che differiscono per tipologia e intensità: lo spazio e l'ambiente atmosferico.

L'ambiente spazio è considerato per altitudini maggior di 100 km (Kàrmàn line) fino allo spazio interplanetario. É caratterizzato dalla radiazioni primarie (trapped electrons and protons, heavy ions, solar energetic particles) che possono indurre effetti anche distruttivi nelle elettroniche del velivolo (total dose, lattice displacement, SEE, electrostatic charging).

L'ambiente atmosferico è considerato per altitudini fino a 100 km ed è caratterizzato dalle radiazioni secondarie (raggi gamma o raggi X, o altre particelle come raggi beta o neutroni termici). Il "Single Event Effect (SEE)" è la principale conseguenza della presenza di neutroni ad alta energia nell'ambiente atmosferico.

Gli effetti delle radiazioni ionizzanti sull'avionica possono essere attenuate tramite l'adozione di una o più delle seguenti soluzioni:

- implementazione di tecniche di "Shielding" (Schermatura):
  - o accomodando gli apparati più sensibili il più possibile all'interno del velivolo
  - ricoprendo la struttura del velivolo o dell'apparato con metalli leggeri ed economici come i compositi in alluminio o la grafite polycyanate
- utilizzo di elettroniche o componenti (EEE) qualificati "Rad Hard" o "Rad-Tolerant" ai livelli specifici per la tipologia di missione
- utilizzo di diossido di silicio come rivestimento/passivazione della superficie per i dispositivi in silicio
- implementando opportune ridondanze a vari livelli per le funzioni critiche (Triple Modular Redundancy -TMR)
- implementando funzioni di "Error Detection and Correction" tipo EDAC e di latch-up protection

Le architetture avioniche e le elettroniche utilizzate negli equipaggiamenti di bordo hanno pertanto la necessità di essere sviluppate "ad-hoc" o essere derivate dal mercato MIL / Space tenendo in considerazione i requisiti imposti da queste condizioni operative.

Partendo da questa prospettiva, l'uso di elettroniche e/o architetture "radiation-tolerant / hardened" è considerata come abilitante, in particolare per equipaggiamenti basati su nuove tecnologie da poter utilizzare ad alte quote.







# 12.2 Architettura modulare aperta per avionica e software

L'avionica utilizzata tradizionalmente dall'aviazione civile adotta soluzioni 'federate' basate su un insieme di LRU (Line-Replaceable Unit) indipendenti tra loro, con ben definite funzionalità e connesse tipicamente mediante bus ARINC-429.

Il vantaggio principale di tale soluzione è l'elevata affidabilità dell'architettura che consente facilmente il confinamento dei guasti, visto il netto partizionamento delle funzionalità fin dai moduli hardware; in seguito a un malfunzionamento, infatti, si perde la sola funzionalità corrispondente al modulo soggetto a guasto, e questo può, più o meno facilmente, essere escluso dal sistema per evitare la propagazione degli errori.

Con l'aumentare della complessità delle funzionalità richieste, queste soluzioni si sono dimostrate piuttosto pesanti da mantenere e soprattutto soggette a lunghi tempi di sviluppo. La modifica di una sezione del software applicativo su un modulo poteva in alcuni casi richiedere variazioni anche al resto del sistema; architetture e applicativi finivano per essere difficilmente standardizzabili e quindi riutilizzabili.

La tecnologia si è così sviluppata verso un concetto di architettura Modulare Integrata denominato "Integrated Modular Avionics" in cui efficienza e flessibilità, prestazioni e affidabilità sono combinate.

I sistemi IMA ereditano l'idea di una soluzione integrata propria delle architetture 'federate' ma sostituiscono le connessioni punto-punto con un bus di comunicazione dati che costituisce una sorta di 'back-plane virtuale' così da rendere i dati accessibili dovunque ed a qualunque modulo. Adottano l'idea di modularità dei sistemi distribuiti ma la spostano sul livello applicativo piuttosto che sull'architettura hardware. Una rete connette le diverse LRU che diventano in questo caso unità periferiche più o meno standard, che integrano in un singolo modulo un numero maggiore di funzionalità e che sono configurabili dal punto di vista software in funzione della particolare applicazione.

Esiste un path di connessione tra due qualunque LRU, con il livello di rete e quello applicativo che definiscono in tempo reale i Link Virtuali. In presenza di errore il sistema si può riconfigurare per escludere le unità soggette a malfunzionamento ridistribuendo i processi eseguiti da questi sulle altre, eventualmente sopportando un degrado delle prestazioni ma senza una perdita netta delle funzionalità.

Diversi sono i vantaggi delle soluzioni Ima tra cui la portabilità delle applicazioni tra diverse piattaforme, la "trasparenza tecnologica" che significa una sostanziale indipendenza del software di alto livello dall'hardware ovvero la standardizzazione di interfacce e protocolli di base, la scalabilità dell'architettura e la flessibilità del sistema nella sua riconfigurazione. Ne derivano una significativa riduzione di costi di sviluppo, di qualifica e di certificazione grazie anche al riutilizzo delle parti e ad un maggiore impiego di componenti Cots (Commercial Off-The-Shelf).

Da un punto di vista hardware, l'adozione di una architettura integrata consente inoltre una riduzione delle risorse. Dal punto di vista del software, infine, la definizioni di Api standard per



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



l'accesso alla risorse hardware semplifica lo sviluppi degli applicativi e migliora l'affidabilità di sistema, demandando le funzionalità di accesso al basso livello al solo sistema operativo. Nel caso specifico, viste le peculiarità della dinamicità del volo ipersonico, l'uso di soluzioni di design all'avanguardia sono considerati fattori abilitanti per il valore aggiunto in termini di riduzione di massa, volume, consumi e conseguentemente di costo.

# 12.3 Banco test per integrazione di sistema (Iron Bird)

L' "Iron Bird" è l'ambiente di sviluppo dove tutta l'elettronica del velivolo e le parti meccaniche sono integrate, allo scopo di validare il comportamento del modello del sistema in un configurazione fisica, meccanica ed elettrica estremamente rappresentativa. Questo ambiente include tutto l'insieme degli equipaggiamenti necessari a simulare le condizioni dinamiche del volo, di verificare la risposta del velivolo e le sue prestazioni nelle condizioni di volo ipersonico modellizzate. Lo "Iron Bird" è quindi considerato abilitante per gli aspetti relativi al suo design, sviluppo e realizzazione, con lo scopo di raggiungere a terra la validazione del velivolo prima del volo.

# 12.4 Test in galleria del vento ipersonica e al plasma

Le gallerie del vento ipersoniche consentono la simulazione del flusso intorno al modello per i velivoli che dovranno volare ad alti numeri di Mach al fine di misurare i carichi aerodinamici e aerotermodinamici. Per i test ad alta temperatura l'aria viene preriscaldata prima di arrivare in camera di prova.

In caso di traiettorie di rientro da orbita bassa, o in generale in condizioni di alta entalpia, quando è importante valutare l'effetto della dissociazione dell'aria sul riscaldamento delle superfici, è necessario qualificare i materiali, e quindi il sistema di protezione termica del velivolo, in una galleria al plasma. In questo caso per il riscaldamento dell'aria vengono utilizzati degli archi elettrici.


SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



# **13** Conclusioni

Lo studio delle tecnologie abilitanti per un velivolo ipersonico, rivela la necessità di sviluppo non solo di tecnologie pure ma anche di metodologie di analisi e progettazione.

Diversi macro domini sono stati analizzati per derivarne le tecnologie di principale importanza per lo sviluppo ma soprattutto l'impiego di un velivolo ipersonico. Tali tecnologie non sono state scelte sulla base di un'unica applicazione o configurazione di velivolo, ma su un range di missioni, in modo tale da studiare le tecnologie che meglio potessero soddisfare differenti requirements d'impiego, rimanendo comunque nell'ambito del volo ipersonico.



SISTEMI E TECNOLOGIE: Tecnologie abilitanti



# 14 Appendice A: Organigrammi delle tecnologie abilitanti critiche



Figura 14.1 - Organigramma strutture e materiali.







Figura 14.2 - Organigramma del capitolo sistemi propulsivi.







Figura 14.3 - Organigramma capitolo guida navigazione e controllo.







Figura 14.4 - Organigramma capitolo aerotermodinamica.









Figura 14.5 - Organigramma capitolo armi e sistemi di difesa.







*Figura 14.6 - Organigramma capitolo metodologie di progettazione.* 







Figura 14.7 - Organigramma capitolo atterraggio e supporto a terra.



Figura 14.8 - Organigramma progettazione, integrazione, verifica e qualifica.