



Analisi di trade-off sui materiali per l'applicazione su Remotely Piloted Aircraft Systems

Dott. Eng. Francesco Sintoni, Dott. Ing. Mike Sintoni

L'analisi dei materiali è un passo fondamentale nelle scelte che sono alla base della costruzione di un Remotely Piloted Aircraft System (RPAS) (Figura 1).



Figura 1 – Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk (By courtesy of [1])

La presente analisi di Trade-off si concentra sulle leghe di alluminio e sui materiali compositi poiché entrambi questi due materiali sono estremamente popolari nell'industria aeronautica in virtù delle loro proprietà strutturali e chimico-fisiche, così come è facilmente percepibile da quanto riportato nella figura 2, che riporta i materiali di fabbricazione del Boeing 787, il quale fa largamente impiego di

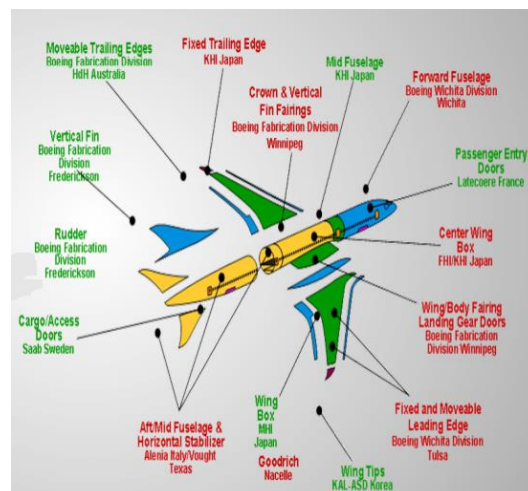


Figura 2 – I materiali impiegati sul Boeing 797 (By courtesy of [2])

L'uso dell'articolo e delle informazioni in esso contenute deve essere espressamente autorizzato dagli autori dello stesso.



CFRP, ed in figura 3, che mette in evidenza il livello di impiego di CFRP su velivoli militari di penultima generazione. Le valutazioni riguardano, comunque, anche altri materiali quali il legno o la plastica.

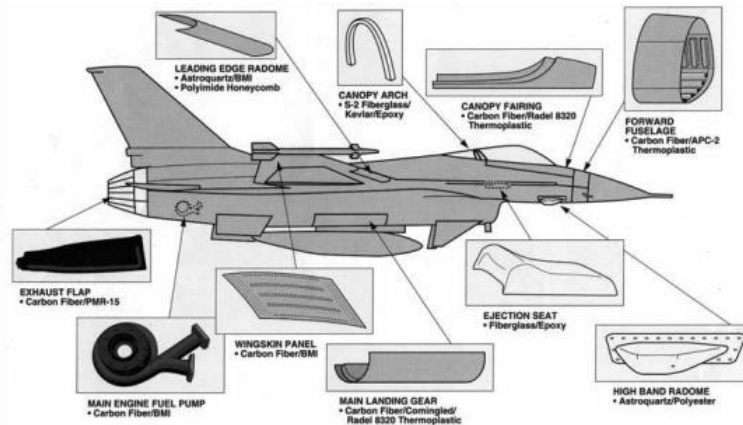


Figura 2 – I materiali compositi su aerei militari (By courtesy of [3])

L'alluminio è un materiale abbondante sulla crosta terrestre e, come tale, è un materiale a costo relativamente basso ed ha tutte le caratteristiche che lo rendono idoneo alla costruzione di un *Remotely Piloted Aircraft System*. È un materiale versatile con eccellente resistenza alla corrosione, buona formabilità, flessibilità e resistenza meccanica.

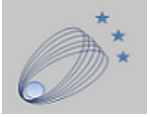
I compositi, che si presentano per la loro grande resistenza alla fatica, per le buone caratteristiche di smorzamento e per la leggerezza, sono relativamente economici, e, come tali, costituiscono spesso la scelta ideale quando il prodotto è sofisticato ed il costo non è l'unico elemento sulla base del quale è operata una scelta.

La tabella I, che segue, riporta il confronto tra diversi tipi di materiali compositi e leghe di alluminio

Materiale	Spessore (in)	Costo (\$/yd ²)	Costo normalizzato (\$·in/yd ²)	Peso (oz/yd ²)	Resistenza a trazione (lb/in)	Punteggio δ
Uni Carb Graphite	0,006	14,76	2,46	4,70	550	47,570
Bi Carb Graphite (plain)	0,007	16,48	2,35	5,70	300	22,356
Bi Carb Graphite (8HS)	0,013	27,44	2,11	10,90	650	28,252
120 E Fiberglass	0,004	4,80	1,20	3,08	125	33,820
3733 E Fiberglass	0,010	5,40	0,54	5,85	250	79,139
7533 E Fiberglass	0,009	5,70	0,63	5,64	250	69,989
Bidirectional Kevlar	0,010	14,50	1,45	5,00	630	86,897
2024T3	0,040	33,93	0,85	5,184	1880	427,532
6061T6	0,040	15,234	0,38	5,130	1400	716,567
7075T6	0,040	39,17	0,98	5,238	2920	569,277

Tabella I - Dati di Trade-off sui materiali per impiego su UAV (By courtesy of [4])

L'uso dell'articolo e delle informazioni in esso contenute deve essere espressamente autorizzato dagli autori dello stesso.



Evolutions

I materiali sono stati comparati prendendo come parametri di riferimento lo spessore (in), il costo ($\frac{\$}{yd^2}$), la resistenza alla trazione ($\frac{lb}{in}$) ed il peso ($\frac{oz}{yd^2}$). Il punteggio è stato calcolato adottando la equazione

$$\delta = \frac{\text{Resistenza alla trazione}}{\text{Costo} \cdot \text{Peso}}$$

L'analisi di Trade-off ha permesso di appurare che i materiali candidati per l'applicazione strutturale su un *Remotely Piloted Aircraft System* è la lega di alluminio 6061T6 ed il materiale composito bidirezionale Kevlar; la non relativamente grande discrepanza tra i costi di questi due materiali fa ritenere possibile far cadere la scelta sull' utilizzo del Kevlar bidirezionale per la fabbricazione della cella ([4])

Da altre fonti di letteratura si rileva che l'uso della costruzione in composito permette un risparmio di peso fino al 15%, fatto, questo, che si traduce in risparmi cruciali in termini di potenza del motore e consumo di propellente.

Il composito bidirezionale è costituito da fibre ad alta resistenza incorporate in una matrice epossidica. Questi compositi consentono un notevole risparmio di peso, fino al 20%, pur mantenendo caratteristiche simili all'alluminio. Alcuni vantaggi dei compositi sono elencati di seguito

- Peso ridotto e meno materiale richiesto: le densità del composito variano da $0,045 \frac{lb}{in^3}$ a $0,065 \frac{lb}{in^3}$ rispetto a $0,10 \frac{lb}{in^3}$ t per la lega di alluminio
- Capacità settare il rapporto di frazione volumetrica $\frac{\text{fibra}}{\text{resina}}$ in relazione ai *requirements* di rigidità e resistenza meccanica
- Riduzione delle interfacce ed integrazione del componente consentito dal *moulding*
- Metodi di produzione di relativamente basso costo ed alto volume
- Sezioni rastremate e contorni del composito facilmente realizzabili
- Elevata resistenza alla corrosione
- Resistenza alla fatica
- Elevate caratteristiche di smorzamento.

I materiali compositi, quindi, non solo possiedono proprietà intrinseche tali da renderli vantaggiosi in termini di prestazioni rispetto alle leghe metalliche in virtù dei loro elevati rapporti resistenza-peso e rigidità-peso, ma sono anche disponibili in un gamma di fibre e di resine così ampia da permettere la scelta ottimale della combinazione dei materiali in relazione ai specifici requisiti operativi.

Per quanto riguarda la tenacità a frattura va osservato che, sebbene i *CFRP- Carbon Fiber Reinforced Plastic* presentano il K_{Ic} più basso di quello delle leghe di alluminio e, più in generale, di quelle metalliche, la presenza di difetti nelle fusioni metalliche, anche se tenute sotto controllo adottando pratiche operative di collaggio adeguatamente supportate da modelli simulativi di solidificazione, rendono questa differenza meno marcata (Figura 4).

Mentre la ricerca della tenacità nelle leghe metalliche passa attraverso l'adozione di molteplici criteri di progettazione metallurgica (dimensione del grano cristallino, natura/dimensione e distribuzione di precipitati a bordo grano, ecc.), nei compositi a matrice polimerica questo è ottenuto attraverso la ricerca di più complessi percorsi di avanzamenti della cricca da frattura ottenuti sfruttando la presenza dei rinforzi.

L'uso dell'articolo e delle informazioni in esso contenute deve essere espressamente autorizzato dagli autori dello stesso.



Evolutions

La resistenza all'impatto dei compositi può essere, in virtù di ciò, massimizzata attraverso una opportuna selezione del tipo di fibra e della sua lunghezza, oltreché impiegando resine più resistenti.

L'introduzione del Kevlar bidirezionale per la costruzione delle strutture ridurrebbe notevolmente il peso strutturale del velivolo ed incrementerebbe le sue prestazioni in quanto in grado di fornire

attraverso il consolidamento delle parti, una affidabilità migliorata senza che i costi non mantengano la competitività con la struttura metallica in lega di alluminio, sebbene più elevati.

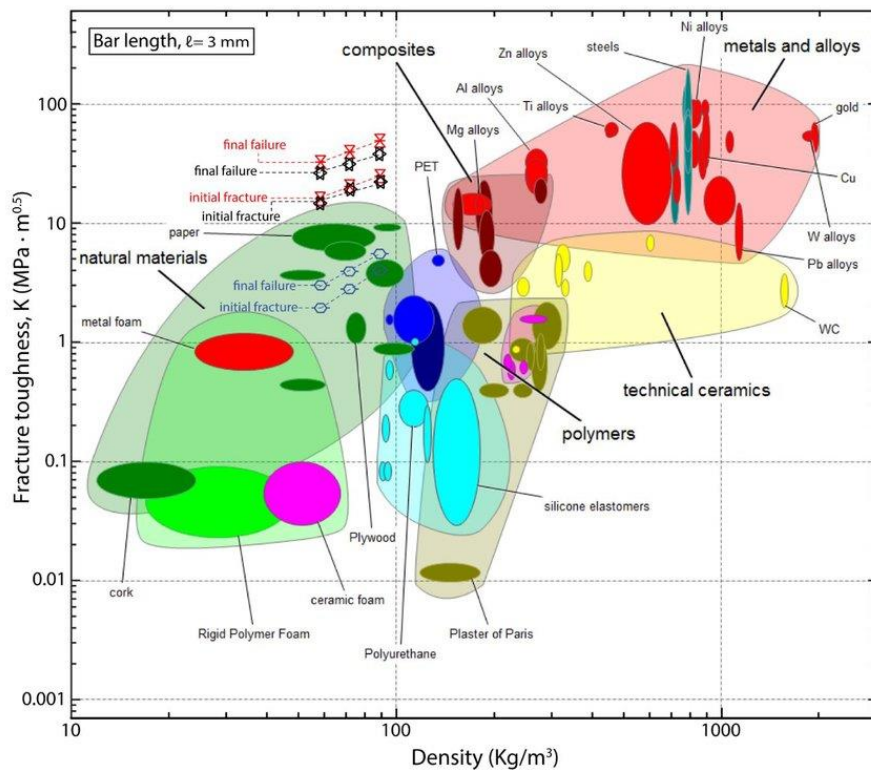


Figura 4 – Confronto di materiali in termini di tenacità a frattura (By courtesy of [5])

Naturalmente la scelta va filtrata attraverso i requisiti operativi a cui il velivolo deve rispondere.

Va sottolineato che la scelta del materiale non può essere fatta solo prendendo in considerazione solo i parametri *resistenza e rigidità specifica*, ma anche sulla base di valutazioni che riguardano:

- la trasparenza del *nose* per massimizzare le prestazioni di rilevamento delle fotocamere
- ortogonalità e tenacità per la barra posteriore
- basso costo e peso per tutte le parti
- resistenza alla frattura
- resistenza alla propagazione delle cricche da frattura
- resistenza alla esfoliazione
- integrabilità.

In termini di materiali, comunque, si osserva in generale nella fabbricazione di RPAS una scelta che va verso l'uso in primis delle leghe di alluminio, in cui l'alluminio puro viene alligato con altri. L'uso dell'articolo e delle informazioni in esso contenute deve essere espressamente autorizzato dagli autori dello stesso.



elementi metalli (Magnesio, silicio, cromo, zinco, manganese, ecc.) al fine di migliorarne la resistenza meccanica.

Un altro elemento che contraddistingue il *Remotely Piloted Aircraft System* dal classico aeroplano di media e grossa taglia è il fatto che, mentre questi ultimi sono progettati per rafforzare la fusoliera adottando

- fusoliere rigide convenzionali (*skin/frames/stiffeners*)
- fusoliere sandwich
- doppie pareti (pelle con pannello interno)
- coperte isolanti tra la *skin* ed i pannelli interni
- l' applicazione di soluzioni smorzanti che migliorano gli strati viscoelastici
- l' applicazione di elementi piezoelettrici per il controllo attivo del rumore,

Il *RPAS* – meno sollecitato – richiede soluzioni più semplici costituite da uno *skin* e dagli elementi di rinforzo base.

Di fatto, in conclusione, i materiali candidati per la fabbricazione della struttura di un *RPAS* si restringono alle categorie dei *sheet* e componenti 3-D in lega di alluminio, il legno, il polistirolo, la plastica (PVC) ed i compositi in fibra di carbonio.

Considerando l'intero *set* di fattori che vanno ad incidere sulla prestazione strutturale (i fattori di stress, il costo, la producibilità, il rapporto peso-sollecitazione e la resistenza alla corrosione o alla concentrazione di sollecitazioni) il *trade-off* permette di concludere che le materie plastiche sono la scelta più vantaggiosa e per la produzione delle materie plastiche sono preferibili il metodo di formatura sottovuoto, almeno per quei velivoli a cui non sono richieste prestazioni particolari (Tabella II).

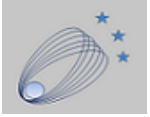
Materiale	Densità ($\frac{gr}{cm^3}$)	Metodo di fabbricazione	Rigidezza (Mpa)	Resistenza a trazione a 73 F (psi)	Valutazione prezzo
Sheet di alluminio	2,7	Forgiatura e laminazione	70.000	30.000	Relativamente alto
Legno	0,8	Adhesive Bonding	10.000	550	economico
Styrofoam	0,18	Hotwire cut by CNC	5.000	100	Economico
Plastica (PVC)	1,15	Vacuum Forming	3.000	7.000	Molto economico
CFRP	1,78	RTM, FW, ecc.	50.000	100.000	alto

Tabella II – Trade-Off dei materiali per la realizzazione di *RPAS* (By courtesy of [4])

Bibliografia

- [1] https://it.wikipedia.org/wiki/Northrop_Grumman_RQ-4_Global_Hawk
- [2] https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/article_04_2.html
- [3] Composites Horizons Inc. web site, <http://www.chi-covina.com>

L'uso dell'articolo e delle informazioni in esso contenute deve essere espressamente autorizzato dagli autori dello stesso.



Evolutions

- [4] Team Lemming. (2003). Low Cost Expendable UAV Final Report, Virginia Tech, Department of Aerospace and Ocean Engineering
- [5] *A versatile numerical approach for calculating the fracture toughness and Rcurves of cellular materials*, by Meng-Ting Hsieh Lorenzo Valdevit University of California, Los Angeles and Irvine
https://www.researchgate.net/publication/339710953_A_versatile_numerical_approach_for_calculating_the_fracture_toughness_and_R-curves_of_cellular_materials