



## SEMINARI INTERDISCIPLINARI DI CULTURA AERONAUTICA

**Napoli**

**12 maggio 2018**

# Sviluppo ed applicazioni di Materiali Compositi nell'industria aerospaziale

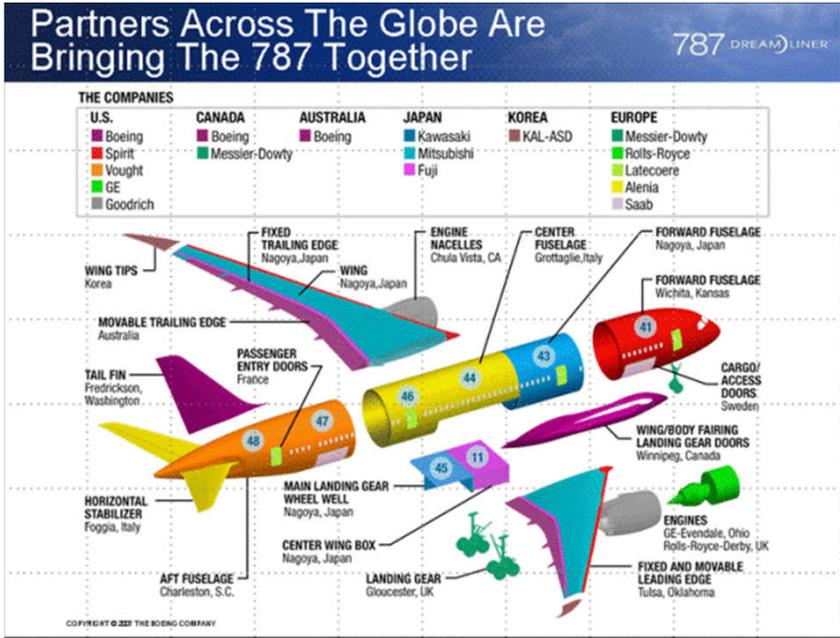
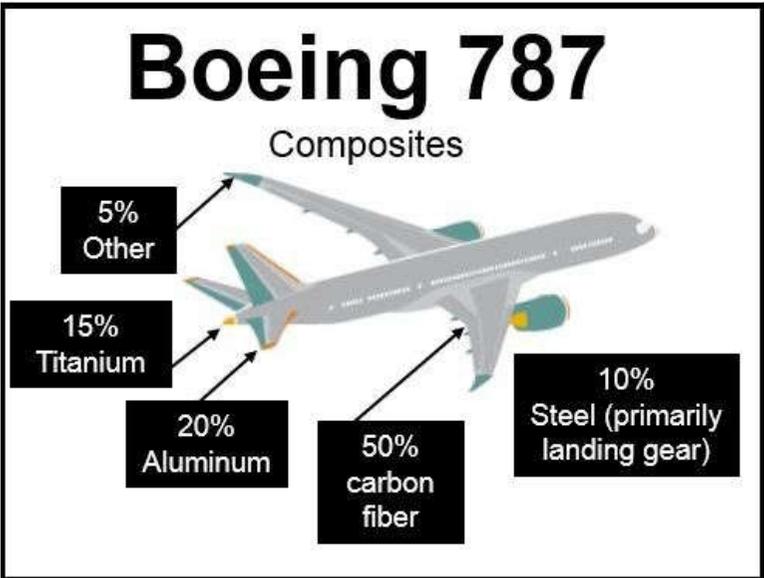
Aula Scipione Bobbio  
Scuola Politecnica e delle Scienze di Base  
Napoli Fuorigrotta P.le Tecchio

## APPLICAZIONI DI STRUTTURE IN COMPOSITO NEI GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

**Sabato Inserra Imparato**

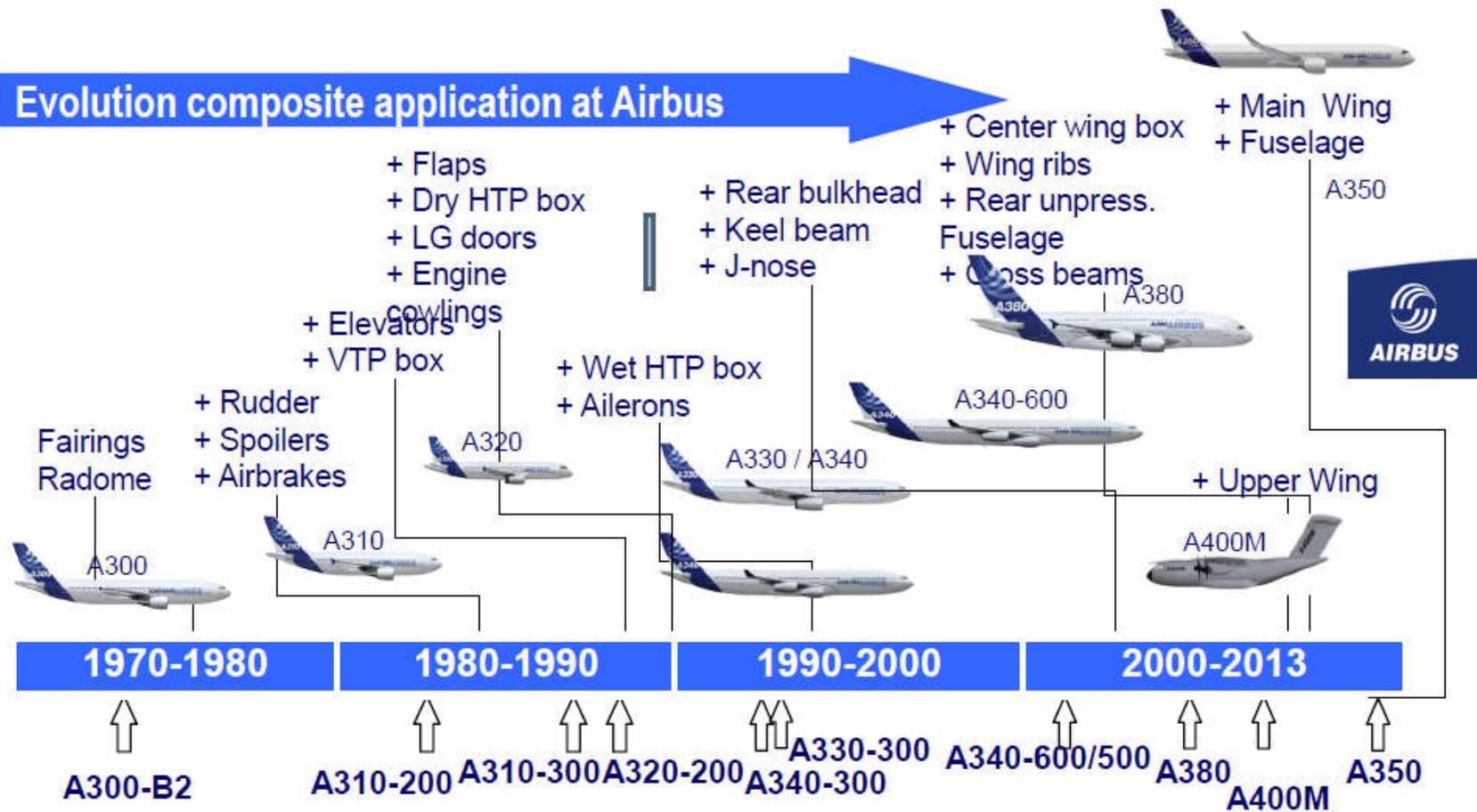
**già responsabile Ricerca e Sviluppo Strutture in Composito ALENIA FINMECCANICA**

# MATERIALI COMPOSITI IN AERONAUTICA : BOEING 787



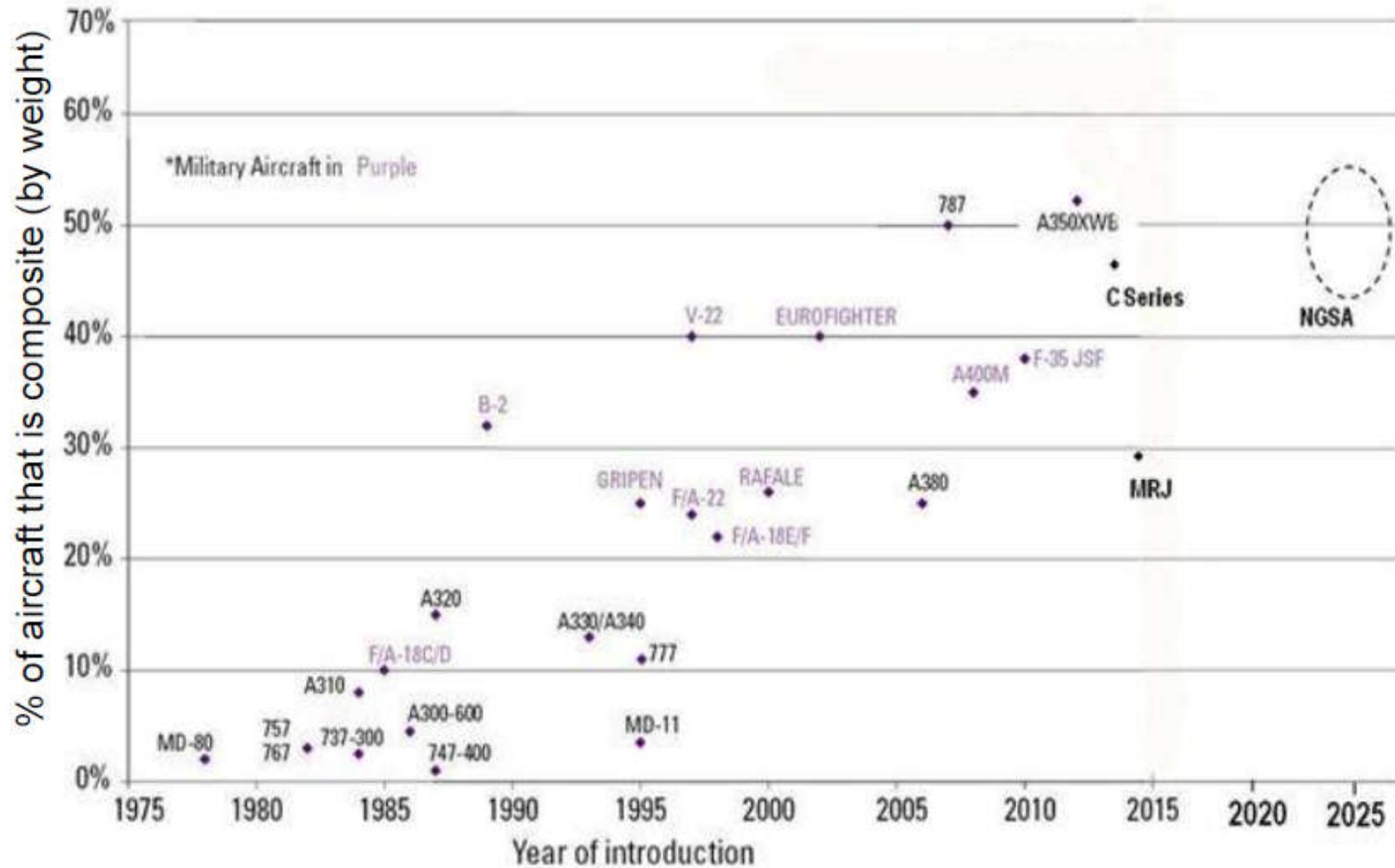
APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO NEI GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

## Evolution composite application at Airbus



APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO NEI  
GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

## Aircraft Composite Content (% of structural weight)



Source: Teal Group, Boeing, Airbus, Composite Market Reports

# I MATERIALI COMPOSITI PER L'AUTO E LA NAUTICA

FERRARI ENZO



Lamborghini Aventador



ALFA ROMEO 4C



BMW i3

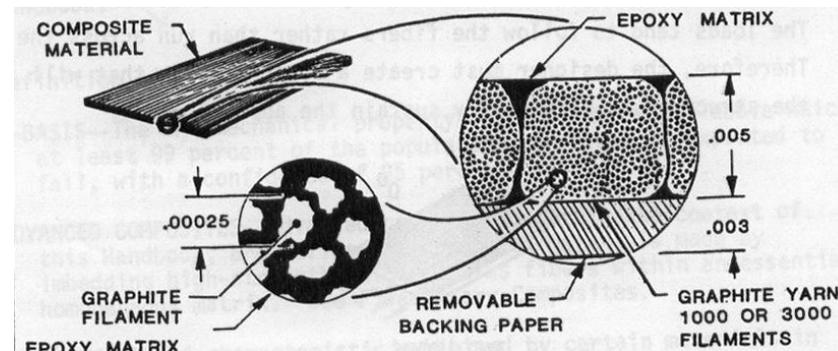
CATAMARANO  
DA  
COMPETIZIONE



APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO  
NEI GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

IL MATERIALE COMPOSITO E' COSTITUITO DA:

- FIBRE DI RINFORZO COSTITUITE DA MATERIALI MOLTO RIGIDI CON OTTIMA RESISTENZA STRUTTURALE QUALI CARBONIO , VETRO, KEVLAR ETC.
- MATRICE COSTITUITA DA MATERIALI PIU' ADATTATIVI QUALI RESINE EPOSSIDICHE O TERMOPLASTICHE.



APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO NEI  
GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

# PERCHE' UTILIZZARE I MATERIALI COMPOSITI

## **VANTAGGI**

- PIU' LEGGERI A PARITA' DI RESISTENZA MECCANICA
- POSSIBILITA' DI OTTIMIZZARE LE PROPRIETA' DI RESISTENZA NELLA DIREZIONE DEI CARICHI
- POSSIBILITA' DI REALIZZARE PARTI DI FORMA COMPLESSA E DI GRANDI DIMENSIONI
- I PROCESSI DI COCURA E COBONDING ( UNIONE IN AUTOCLAVE DELLE PARTI) RIDUCONO DRASTICAMENTE GLI ORGANI I COLLEGAMENTO
- ASSENZA DI PROBLEMI DI CORROSIONE
- ASSENZA DI PROBLEMI DI FATICA
- POSSIBILITA' DI RIPARAZIONE MEDIANTE CHIODATURA O HOT BOND ( PREFERITA)

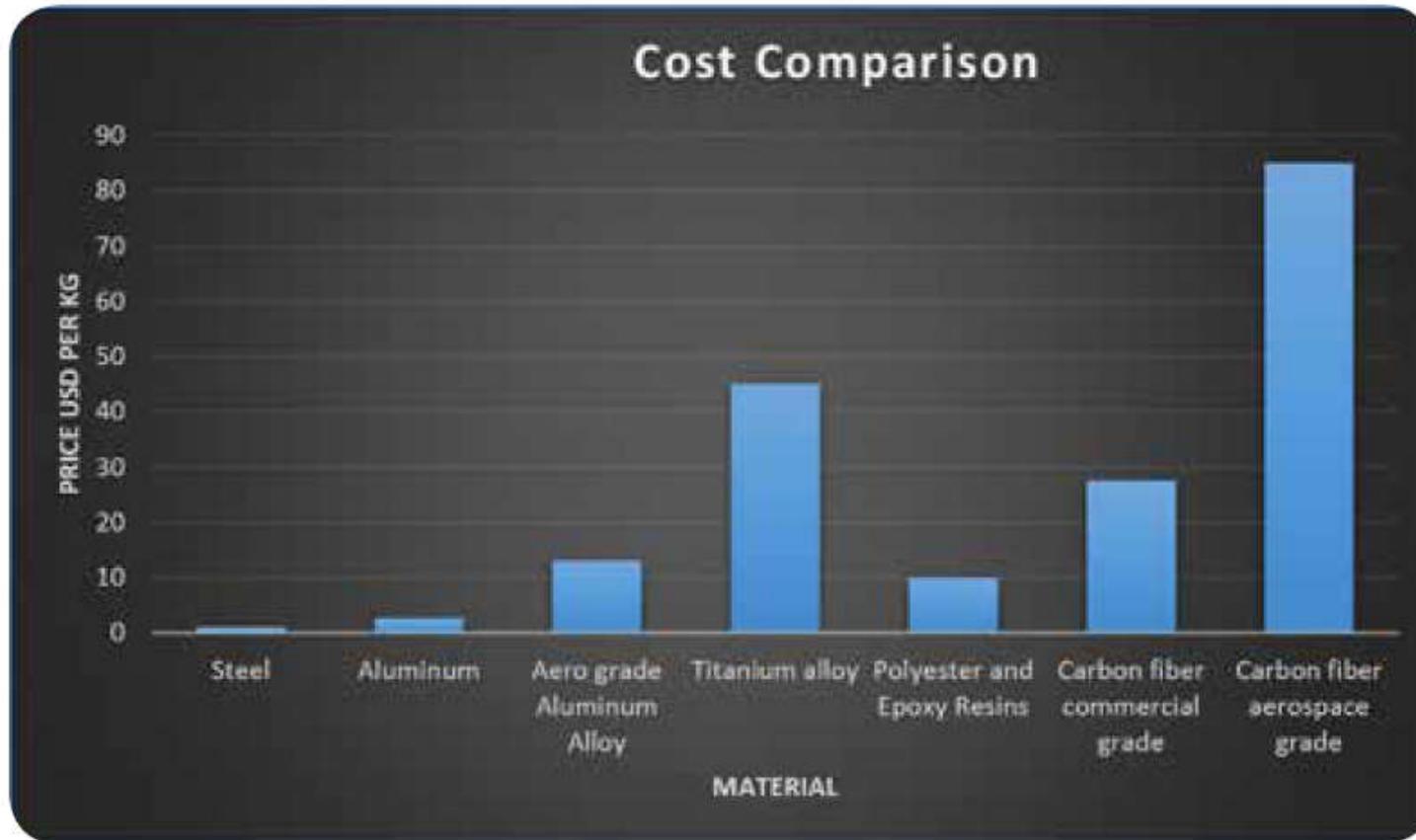
## **SVANTAGGI**

- MAGGIOR COSTO DEL MATERIALE DI BASE
- NECESSITA' DI MAGGIORE KNOW HOW NELLA PROGETTAZIONE E REALIZZAZIONE DELLE PARTI
- PENALIZZAZIONE DEGLI AMMISSIBILI STRUTTURALI PER TENER CONTO DEGLI IMPATTI NON VISIBILI
- NECESSITA' DI CONTROLLI ULTRASONICI SU TUTTI I COMPONENTI STRUTTURALI
- NECESSITA' DI METALLIZZARE LE PARTI ESPOSTE AD IMPATTO DEL FULMINE
- MAGGIORE COMPLESSITA' PER REALIZZARE IL GROUNDING ELETTRICO DELL' AVIONICA

# DENSITA' MATERIALI AERONAUTICI

MATERIALE	DENSITA' Kg/dm <sup>3</sup>
COMPOSITO GR/EP	1,6
ALLUMINIO	2,7
LEGHE DI TITANIO	4,9
ACCIAIO	7,8

# COSTO MATERIALI AERONAUTICI



*Figure 1. Cost Comparison of Materials*

APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN  
COMPOSITO NEI GRANDI VELIVOLI  
COMMERCIALI

## IL PROBLEMA DEL COSTO

I MATERIALI COMPOSITI HANNO UN ELEVATO COSTO UNITARIO RISPETTO AI MATERIALI METALLICI , TUTTAVIA :

- A PARITA' DI VOLUME DELLA STRUTTURA, LA MINORE DENSITA' RIDUCE IL COSTO DEL MATERIALE NECESSARIO
- IL COEFFICIENTE DI SPRECO ( BUY/FLY OVVERO PESO DI MATERIALE VOLANTE/ PESO DI MATERIALE AQUISTATO PER REALIZZARE IL COMPONENTE ) E ' MOLTO PIU' BASSO PER I MATERIALI COMPOSITI .

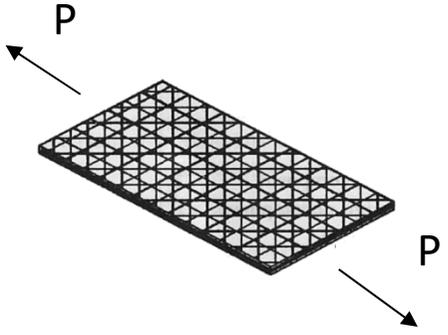
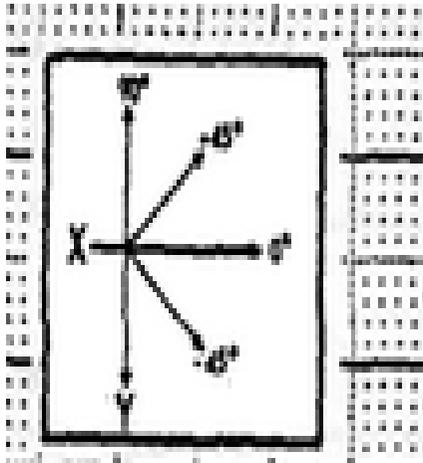
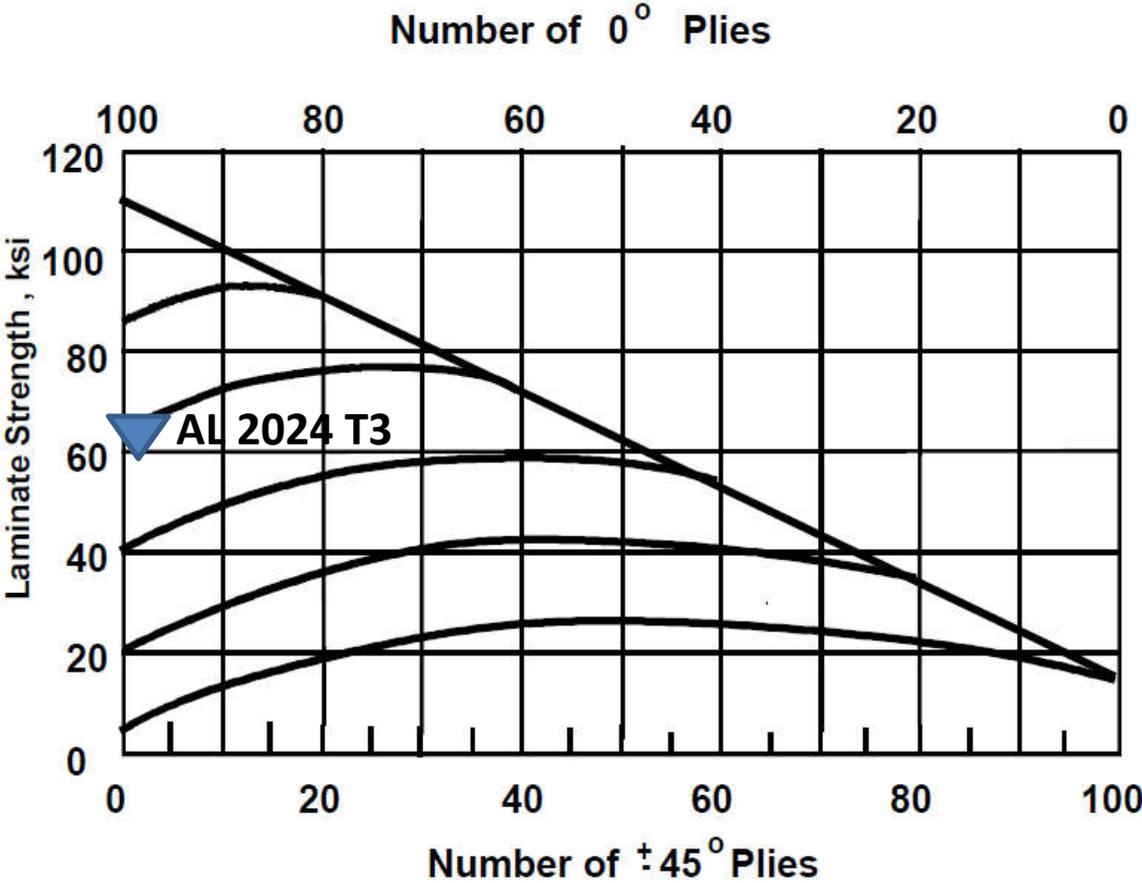
LA RAGIONE : IL PROCESSO DI LAMINAZIONE PLY PER PLY AUTOMATICO O MANUALE E' UNA DELLE PRIME APPLICAZIONI DEL PROCESSO DI ADDITIVE LAYER MANUFACTURING CHE PERMETTE DI RIDURRE LO SPRECO DI MATERIALE

## ORDINE DI GRANDEZZA BUY/FLY PER MATERIALI COMPOSITI E METALLICI

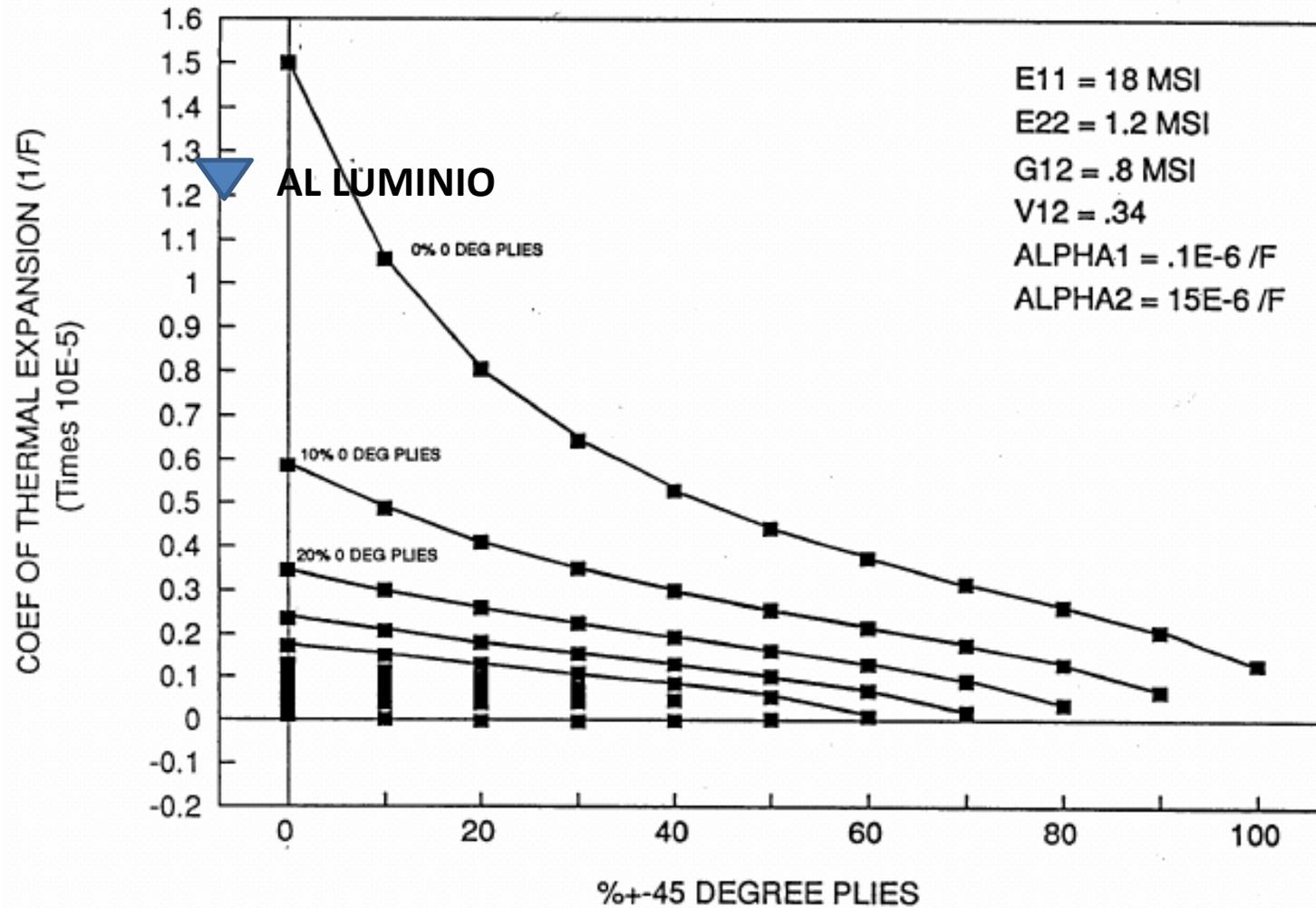
MATERIALE	BUY/FLY	
COMPOSITO HLU	1,5	LAMINATO A MANO
COMPOSITO ATL	1,2	UNIDIREZIONALE LAMINATO CON LAMINATRICI AUTOMATICHE
COMPOSITO AFP	1,1	UNIDIREZIONALE LAMINATO CON FIBER PLACEMENT
COMPOSITO PARTI COMPLESSE A FORTE VARIAZIONE DI SPESSORE	1,5	PREFORME DRY INFUSE CON RESINA
LEGA LEGGERA SKIN SOTTILI	1,5	ELEMENTI A SPESSORE COSTANTE FORMATI (ORDINATE DI FORMA, STRINGERS)
LEGA LEGGERA SKIN A SPESSORE VARIABILE	3-5	SKIN FRESATI CHIMICAMENTE STRINGER DA ESTRUSI
LEGA LEGGERA SKIN SPESSI CON IRRIGIDIMENTI INTEGRALI	15-20	PANNELI ALARI O DI IMPENNAGGI
LEGA LEGGERA PARTI COMPLESSI A FORTE VARIAZIONE DI SPESSORE	20-30	FITTING DI ATTACCO ALA E FUSOLIERA

APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN  
COMPOSITO NEI GRANDI VELIVOLI  
COMMERCIALI

# NEL CASO DEI COMPOSITI SIA IL MATERIALE CHE IL COMPONENTE VENGONO PROGETTATI E REALIZZATI IN FUNZIONE DEI CARICHI AGENTI



APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO NEI GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI



ALLUMINIO :

COEFFICIENTE DI ESPANSIONE TERMICA

$CTE(F^\circ) = 1,23 \cdot 10^{-5} / F^\circ$

$CTE(^\circ C) = 2,22 \cdot 10^{-5} / ^\circ C$



Laser Projection Directly Transfers CAD Data to Operators

*Immersive Environment*

The diagram shows a computer monitor on the left displaying a CAD model of a composite part. An orange arrow points from the monitor to a 3D schematic on the right. The schematic shows a laser projection head mounted on a stand, projecting a red laser line onto a yellow rectangular plie on a table. A person is standing next to the table, and a retro reflector sensor is positioned to receive the projection. Labels include "Laser Projection Head" and "Retro Reflector Sensor".

PROIETTORE LASER PER POSIZIONAMENTO PLIES B101-00

## LAMINAZIONE MANUALE COMPOSITI

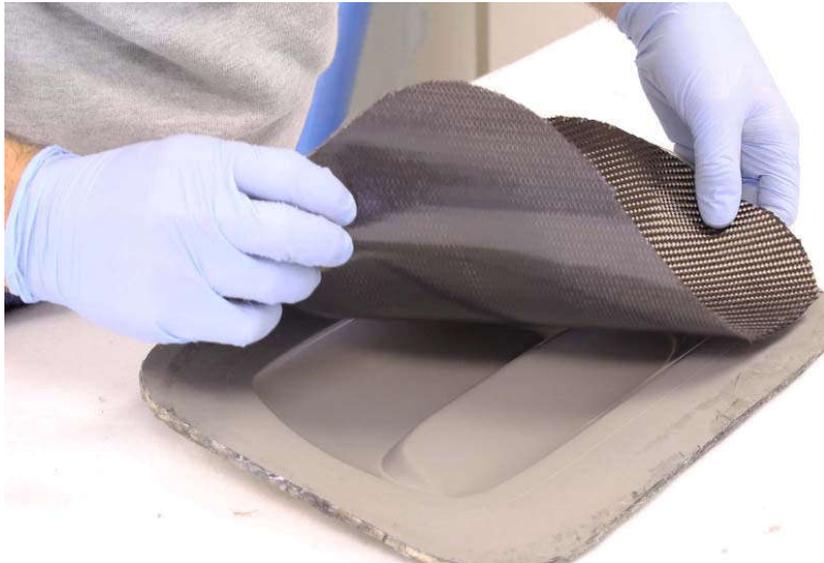
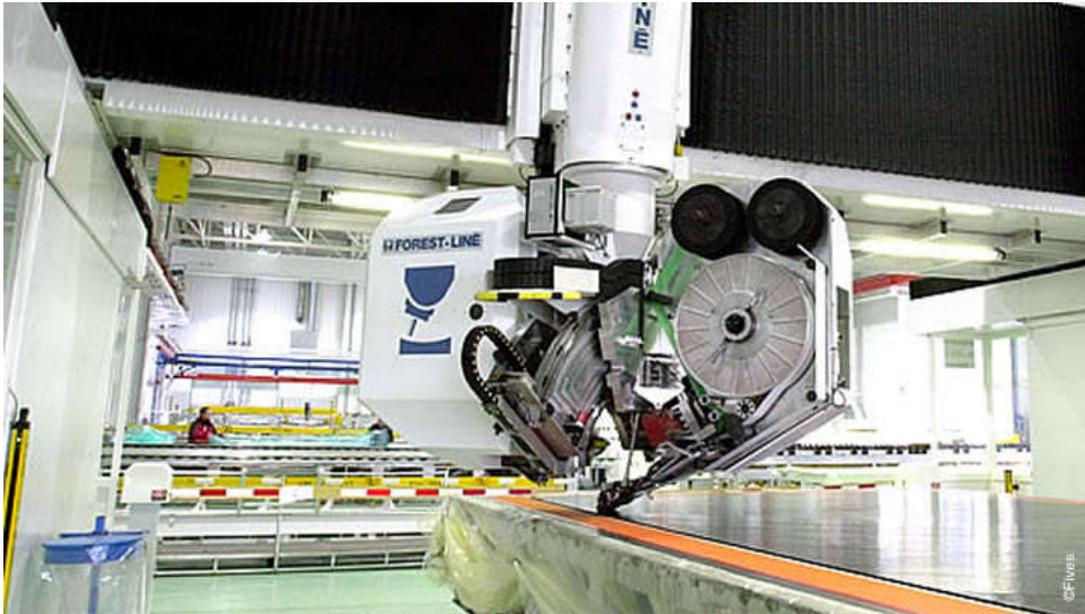


Figure 1: Laser Projector



APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO NEI  
GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

# TESTE DI LAMINAZIONE ATL



APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOS  
GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

# AUTOMATED TAPE LAYING CON MANDRINO ROTANTE



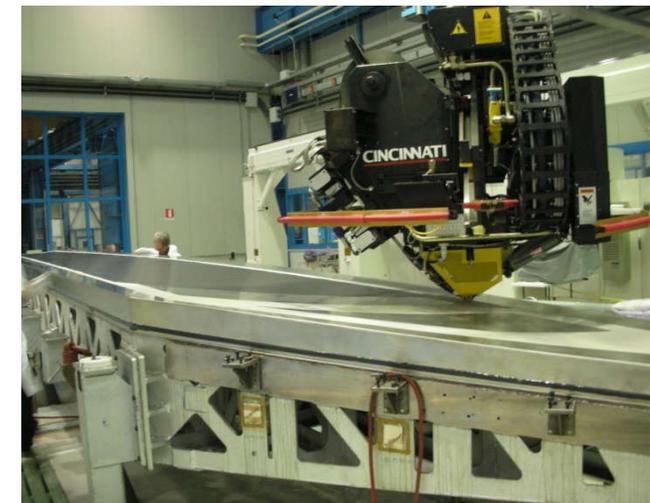
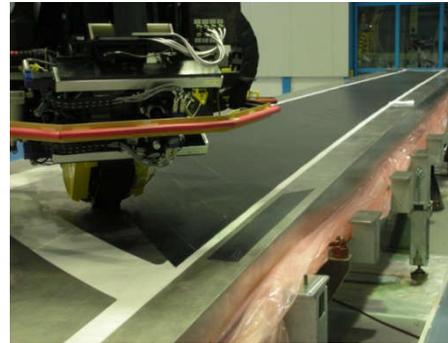
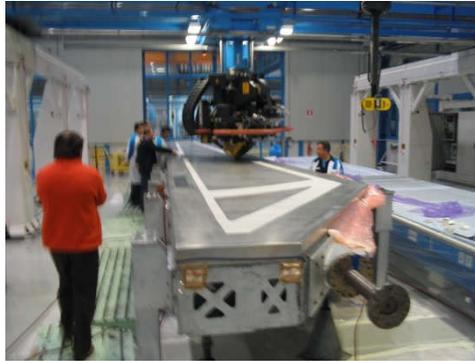
APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN  
COMPOSITO NEI GRANDI VELIVOLI  
COMMERCIALI

# AUTOMATED FIBER PLACEMENT (AFP)



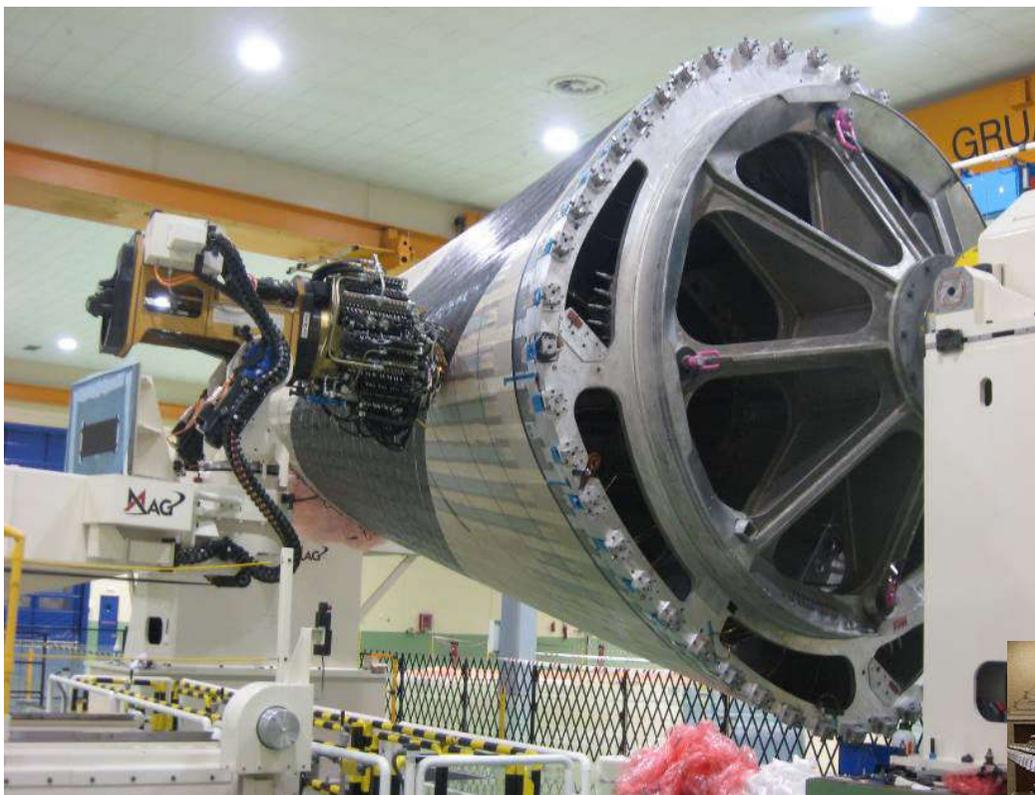
APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO NEI  
GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

# LAMINAZIONE AUTOMATICA CON CTLM SKIN COCURED BOX STABILIZZATORE 787 LEONARDO FOGGIA

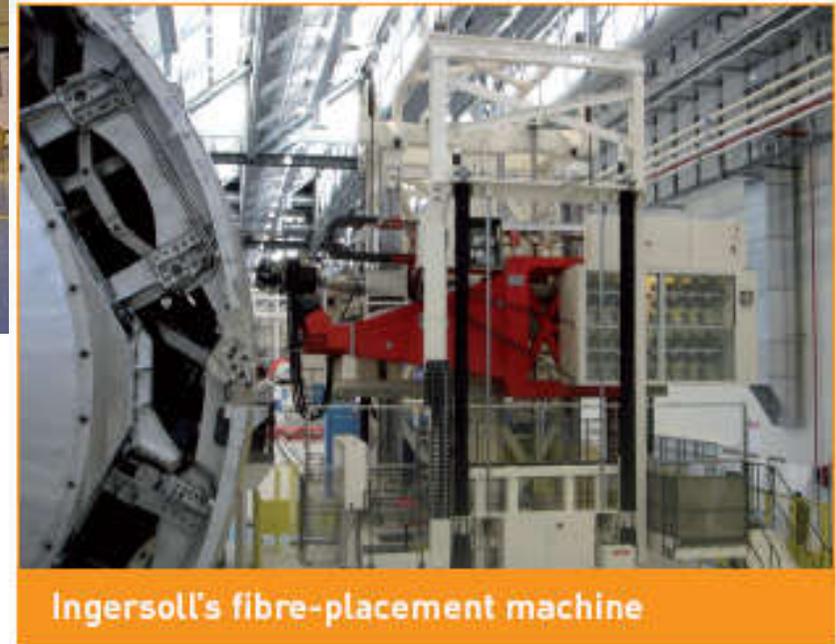


APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO  
NEI GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

LAMINAZIONE AUTOMATICA CON AFP ONE PIECE BARREL SEZIONE 46 FUSOLIERA  
BOEING 787  
LEONARDO GROTTAGLIE



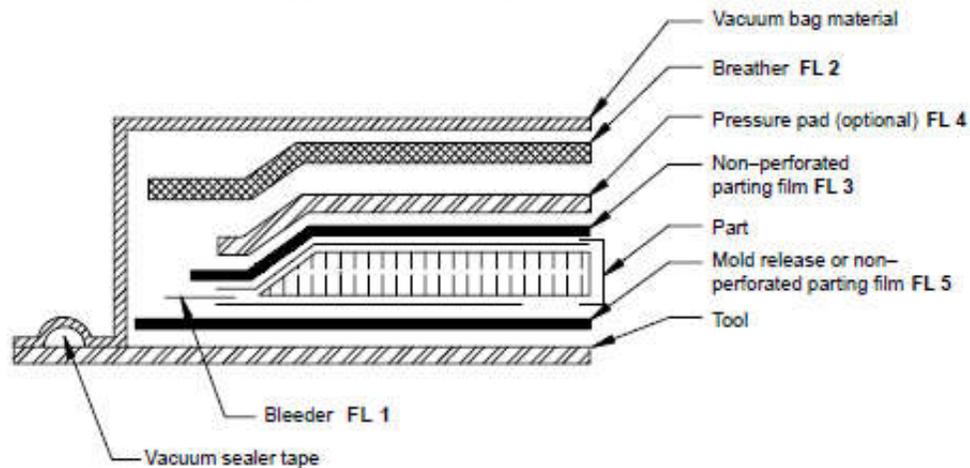
APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO NEI  
GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI



Ingersoll's fibre-placement machine

## LEONARDO GROTTAGLIE PLANT : AFP LAMINATION OF ONE PIECE BARREL FUSELAGE FOR 787

5.1 GENERAL FABRICATION REQUIREMENTS (Continued)



- L 1 The use of edge bleeders is optional. Bleeders typically overlap 0.25 inch of skin plies and doublers. Bleeders shall be at least 0.5 inch from part net trimline. Surface bleeders are not allowed.
- L 2 Surface breathers shall contact the edge bleeder when edge bleeder is used but shall not make direct contact with the prepreg. Contact the breather directly with the vacuum source. If the vacuum bag material is 2-mil or thicker nylon bag film (Section 5.2.2a.(1) or (2)), and a pressure pad which covers the entire part surface is used, the surface breather is optional. If the vacuum bag material in Section 5.2.2a.(5) is used with the silicone rubber side toward the part, the surface breather is optional.
- L 3 Parting film shall extend at least 1 inch beyond the edge of the layup, but not to the edge of the surface breather. Parting film is not required when using a metal pressure plate coated with mold release in accordance with Section 8.4 and the pressure plate covers all areas where resin will bleed under the bag. If a pressure pad is used, nonperforated parting film shall be used as a barrier between the part and the pressure pad.
- L 4 Pressure plate or pressure pad may be used over laminate or sandwich parts. Break all sharp edges on the pressure plate.
- L 5 Parting film may be applied to the tool surface using tape (Section 5.2.1j.). The tape may extend under the part excess to within 0.25 inch of the net trim line.

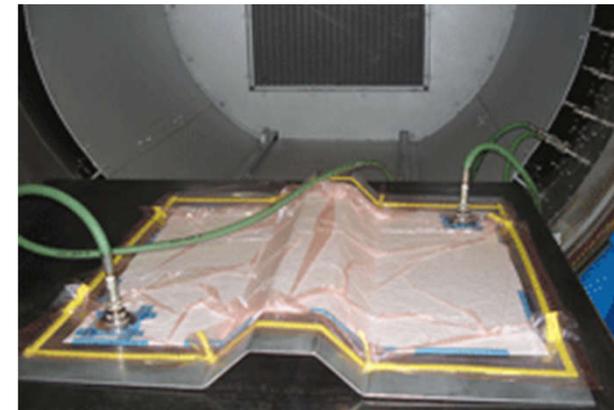
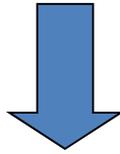


FIGURE 38 TYPICAL VACUUM BAG ASSEMBLY FOR SANDWICH PARTS

## CICLO DI COMPATTAZIONE E POLIMERIZZAZIONE

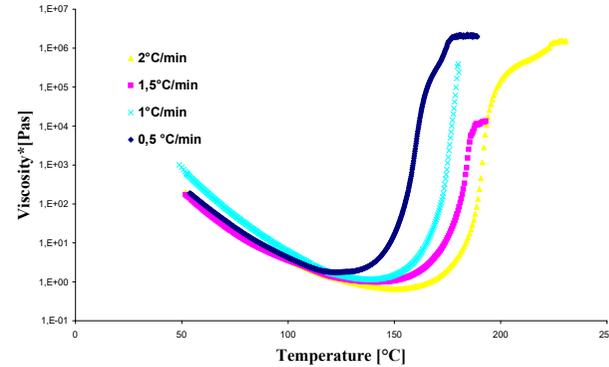
### CURA IN AUTOCLAVE



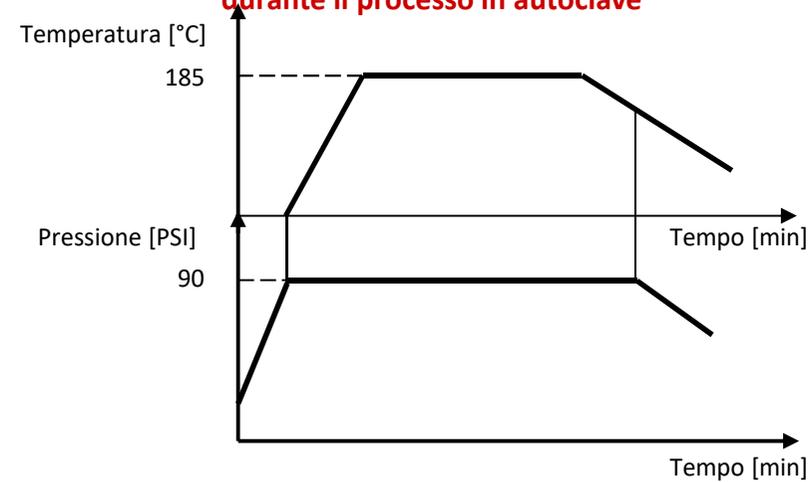
Polimerizzazione del sistema di resina in un forno pressurizzato



Il ciclo di cura viene ottimizzato in funzione dei parametri ricavati dalla curva di viscosità della resina ( $\eta_{\min}$ ,  $t_{\text{gel}}$ )



Andamento della Temperatura e della Pressione durante il processo in autoclave



	<b>MATERIALI</b>	<b>PROCESSI</b>	<b>APPLICAZIONI</b>
PRE-PREG GR/EP	<ul style="list-style-type: none"> <li>•FIBRA DI CARBONIO ( TAPE O FABRIC) GIA' IMPREGNATO CON RESINA EPOSSIDICA</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>•LAMINAZIONE MANUALE O AUTOMATICA, SU STAMPO APERTO</li> <li>•SACCO A VUOTO</li> <li>•POLIMERIZZAZIONE RESINA IN AUTOCLAVE</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>•II 90% DEI COMPONENTI IN COMPOSITO AERONAUTICI E' FATTO CON QUESTA TECNOLOGIA</li> </ul>
INFUSIONE	<ul style="list-style-type: none"> <li>•FIBRA DI CARBONIO ( TAPE O FABRIC) SECCA</li> <li>•RESINA EPOSSIDICA</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>•LAMINAZIONE MANUALE O AUTOMATICA FIBRA DI CARBONIO SU STAMPO APERTO.</li> <li>•SACCO A VUOTO</li> <li>•INFUSIONE RESINA MEDIANTE VUOTO</li> <li>•POLIMERIZZAZIONE IN FORNO O AUTOCLAVE</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• PANNELLI ALARI BOMBARDIER C SERIES</li> <li>•PANNELI ALARI IRKUT MS-21</li> <li>•PROGRAMMI SPERIMENTALI ( CLEAN SKY ETC.)</li> </ul>
RTM	<ul style="list-style-type: none"> <li>•PREFORMA SECCA OTTENUTA MEDIANTE TESSITURA O PREFORMATURA A CALDO</li> <li>•RESINA EPOSSIDICA</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>•POSIZIONAMENTO PREFORMA SECCA IN STAMPO CHIUSO</li> <li>•INIEZIONE RESINA EPOSIDICA SOTTO PRESSIONE</li> <li>•POLIMERIZZAZIONE RESINA MEDIANTE RISCALDAMENTO STAMPO</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>•FITTING DI ATTACCO DERIVA AIRBUS</li> </ul>
PRE-PREG GR/TP	<ul style="list-style-type: none"> <li>•FIBRA DI CARBONIO UNIDIREZIONALE GIA' IMPREGNATO CON RESINA TERMOPLASTICA</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>•LAMINAZIONE/COMPATTAZIONE IN SITU AUTOMATICA SU STAMPO APERTO</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>PROGRAMMI SPERIMENTALI</li> </ul>

## CONTROLLI NON DISTRUTTIVI

PARTE	TIPO DIFETTO	CARATTERIZZAZIONE	TECNICA (SCANSIONE)	RILEVAZIONE
SOLIDO LAMINATO	•INCLUSIONI , •DELAMINAZIONI	•DIMENSIONI E POSIZIONE NEL PIANO	TROUGH TRANSMISSION ULTRASOUND (TTU)	ASSENZA SEGNALE A SONDA RICEVENTE
	•POROSITA'	•PERCENTUALE	TTU	ABBATTIMENTO SEGNALE USCITA RISPETTO A SEGNALE IN INGRESSO IN Db
	•INCLUSIONI , •DELAMINAZIONI	•DIMENSIONI , POSIZIONE NEL PIANO E <b>NELLO SPESSORE</b>	PULSE ECHO ULTRASOUND (PEU)	TEMPO DI VOLO TRA SEGNALE ENTRANTE E RIFLESSO
	•POROSITA'	•PERCENTUALE	PEU	ABBATTIMENTO SEGNALE RIFLESSO RISPETTO A SEGNALE ENTRANTE

# ASSEMBLAGGIO STRUTTURE IN COMPOSITO A350-COMPOSITE FUSELAGE



© AIRBUS S.A.S. 2011 - Photo by S3bernia/Vuellos

APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN  
COMPOSITO NEI GRANDI VELIVOLI  
COMMERCIALI

# RIFILATURA (TRIMMATURA) DELLE PARTI IN COMPOSITO

- DOPO LA POLIMERIZZAZIONE LE PARTI IN COMPOSITO VANNO RIFILATE PER ASPORTARE LA MAGGIORAZIONE LASCIATA PER LA ZONA STRUTTURALMENTE NON ACCETTABILE ( 1” DI LARGHEZZA SU TUTTO IL PERIMETRO) E PER APRIRE EVENTUALI FORI DI ACCESSO NEL COMPONENTE.
- LA NATURA DISOMOGENEA DEL MATERIALE COMPOSITO RICHIEDE L’UTILIZZO DI UTENSILI E PARAMETRI DI PROCESSO SPECIFICI PER LA LORO TRIMMATURA E FORATURA
- LA RESINA E’ MOLTO PIU’ “ TENERA” DELLA FIBRA DI CARBONIO PER CUI IL TAGLIO PUO’ PROVOCARE DELAMINAZIONI ( LE PLY SI APRONO) , SFRANGIAMENTO DELLE FIBRE, RUGOSITA’ ECCESSIVE



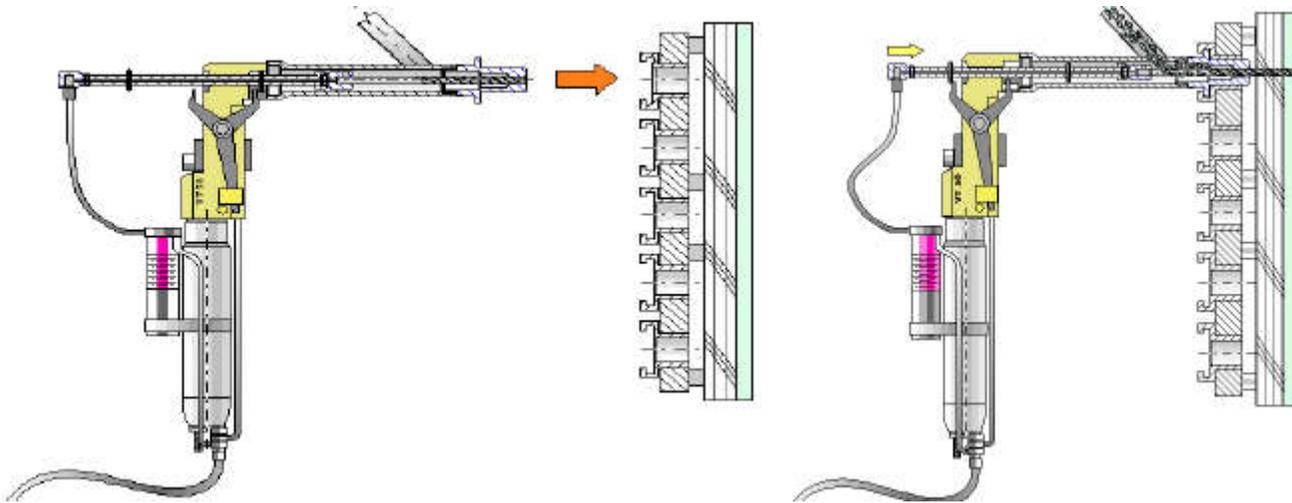
RIFILATURA MEDIANTE MACCHINA A CONTROLLO



## RIFILATURA CN: OPERAZIONE DI SGROSSATURA

APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN  
COMPOSITO NEI GRANDI VELIVOLI  
COMMERCIALI

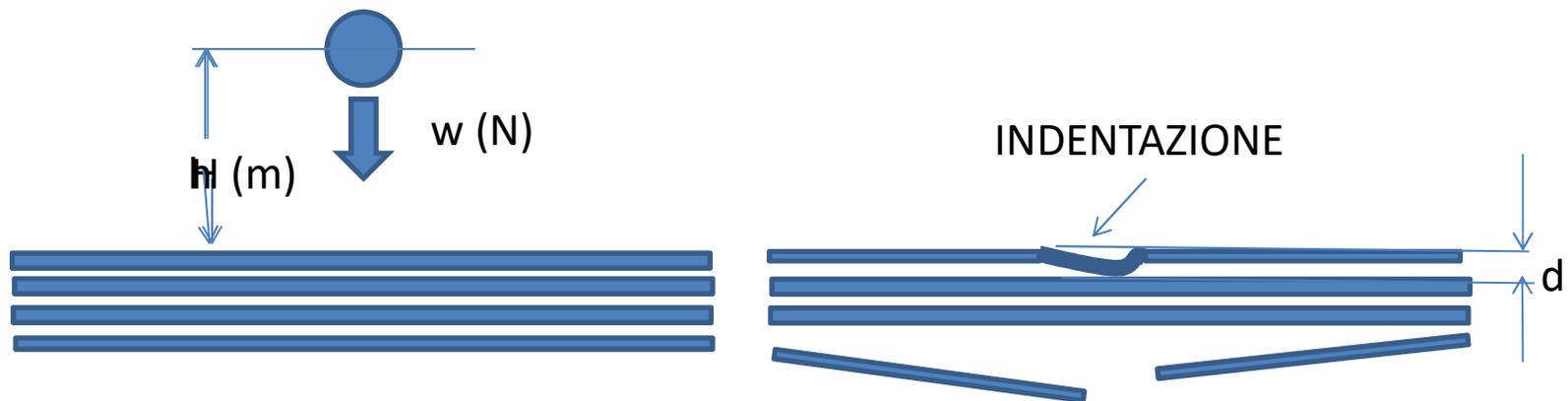
# UTILIZZO TRAPANI AD AVANZAMENTO AUTOMATICO IMPEGNATI SU MASCHERE DI FORATURA



APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN  
COMPOSITO NEI GRANDI VELIVOLI  
COMMERCIALI

IL PROBLEMA DELL'IMPATTO SULLE STRUTTURE IN COMPOSITO  
IL CONCETTO DI BARELY VISIBLE IMPACT DAMAGE: BVID

IN CASO DI IMPATTO LE STRUTTURE IN COMPOSITO HANNO IL MAGGIOR DANNEGGIAMENTO SUL LATO OPPOSTO ALL'IMPATTO

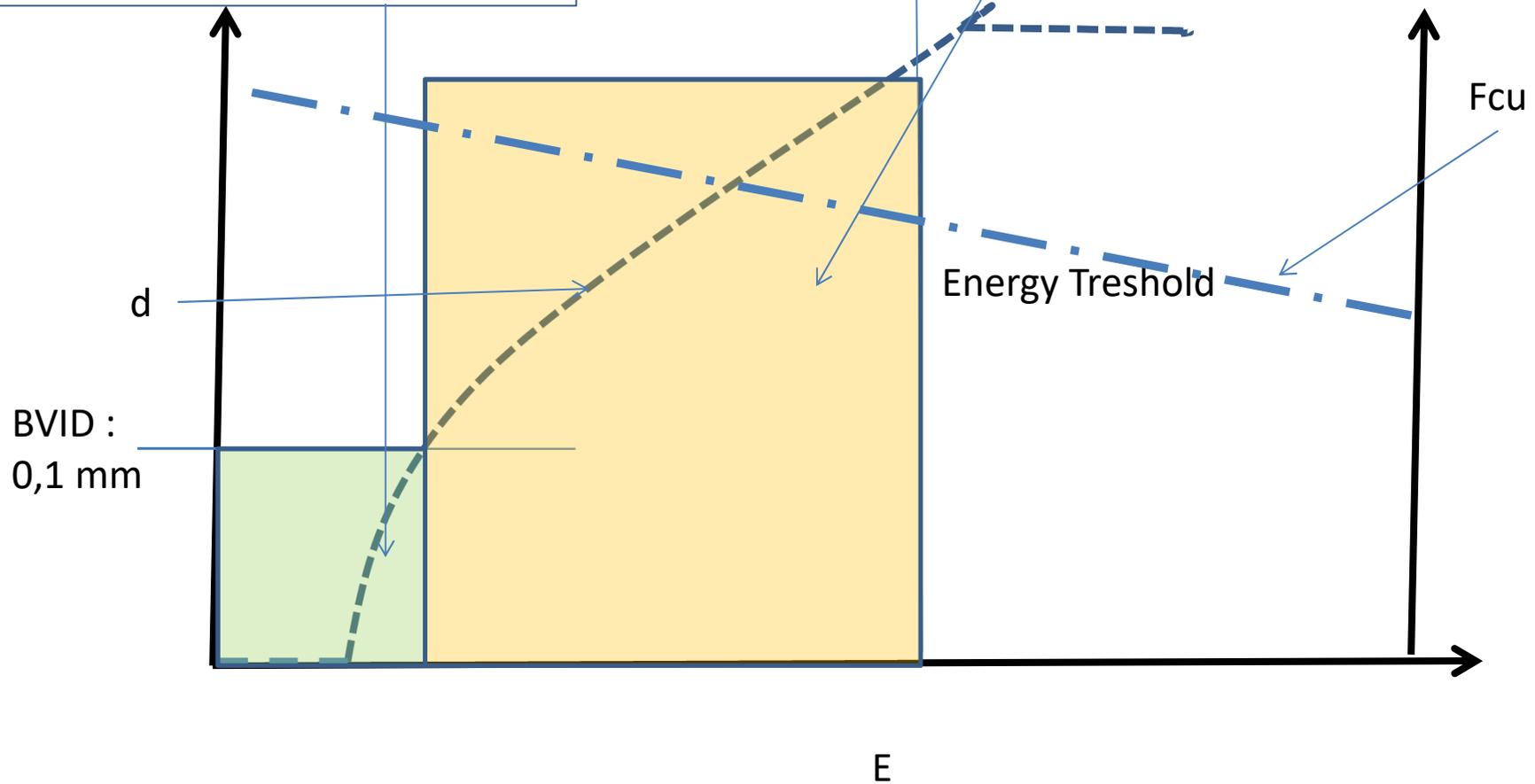


$$E (J) = h * W$$

BVID : DANNEGGIAMENTO DA IMPATTO CHE PRODUCE UN INDENTAZIONE DI PROFONDITA'  $d$ , APPENA VISIBILE DA PARTE DI PERSONALE CHE STA ESEGUENDO UNA ISPEZIONE VISIVA WALK AROUND UTILIZZANDO UNA LUCE RADENTE

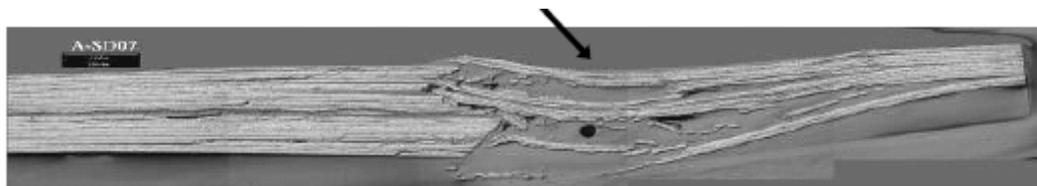
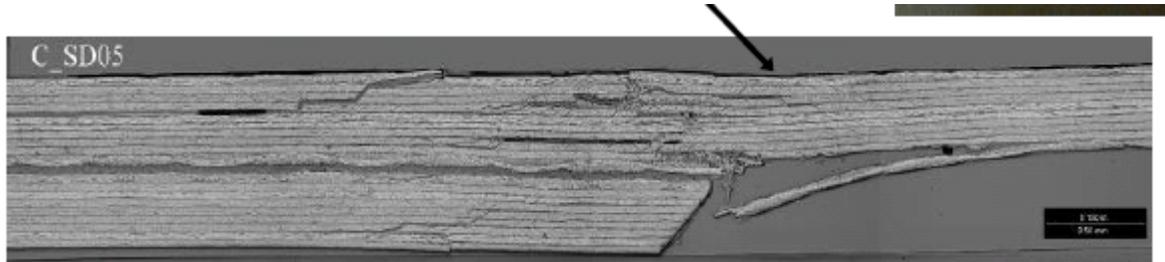
- LA STRUTTURA DANNEGGIATA DEVE PORTARE IL CARICO ULTIMO SENZA CRESCITA DEL DANNO PER 3 DSO ( DESIGN SERVICE OBJECTIVE)
- NON SI RIPARA SE NON COSMETICAMENTE

- LA STRUTTURA DANNEGGIATA DEVE PORTARE IL CARICO LIMITE
- SENZA CRESCITA DEL DANNO PER 2 INTERVALLI DI ISPEZIONE DA RIPARARE



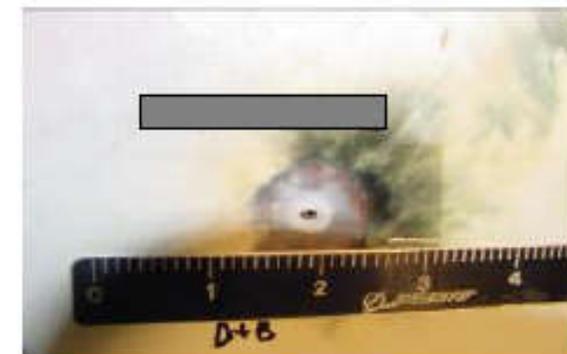
# TIPICI DANNEGGIAMENTI IN SERVIZIO

## IMPATTI



OML VID Impact

## LIGHTING STRIKE



APPLICAZIONE DI STRUTTURE IN COMPOSITO NEI  
GRANDI VELIVOLI COMMERCIALI

# TIPI DI RIPARAZIONI SU PARTI IN COMPOSITO

- **RIPARAZIONI CON LAMIERE METALLICHE (ALLUMINIO O TITANIO) O IN COMPOSITO CHIODATE SULLA PARTE DOPO LA RIMOZIONE DELL'AREA DANNEGGIATA**
- **VANTAGGI :**
  - TECNOLOGIA TRADIZIONALE
  - TEMPI DI REALIZZAZIONE MINORI
- **SVANTAGGI :**
  - BISOGNA SAGOMARE LA LAMIERA SULLA FORMA DELLA PARTE
  - LA RIPARAZIONE DI SOLITO APPESANTISCE IL VELIVOLO
  - PROBLEMI DI CORROSIONE SE SI USANO LAMIERE DI ALLUMINIO
  - SONO RICHIESTI SPESSORI ADEGUATI PER LA CHIODATURA
  - LA RIPARAZIONE RIMARRA' EVIDENTE PER TUTTA LA VITA DEL VELIVOLO
  
- **RIPARAZIONE HOT BONDING ,MEDIANTE COBONDING DI TELE FRESCHE IN SOSTITUZIONE DI QUELLE DANNEGGIATE PREVIA SPORTAZIONE DEL DANNO.**
- **VANTAGGI :**
  - MINOR PESO
  - NESSUN PROBLEMA DI CORROSIONE
  - LA RIPARAZIONE SI ADATTA ALLA FORMA DELLA PARTE
  - LA RIPARAZIONE RIPRISTINA LA PARTE A NUOVO
- **SVANTAGGI**
  - TECNOLOGIA PIU' COMPLESSA CHE RICHIEDE OPERATORI ED EQUIPAGGIAMENTI QUALIFICATI
  - TEMPI DI REALIZZAZIONE PIU' LUNGHI
  - RICHIEDE CONTROLLO NON DISTRUTTIVO

TABLE VII PREPREG SPLICE REQUIREMENTS

PREPREG SPLICE REQUIREMENTS FL 1					
SKIN AND DOUBLER PLIES			FILLER PLIES FL 8 FL 9		
FABRIC FL 11	TAPE		FABRIC	TAPE	
	CUT END	EDGE FL 7		CUT END	EDGE FL 7
Overlap: 0.50 inch +0.50 inch -0.00 inch FL 3	Overlap: 0.50 inch +0.50 inch -0.00 inch FL 4	Overlap: Not Allowed FL 5	Overlap: Not Allowed	Overlap: Not Allowed	Overlap: Not Allowed FL 5
Butt: Not allowed except for FL 3 FL 10	Butt: Not allowed except for FL 10	Butt: Less than or equal to 0.06 inch gap FL 6 FL 12	Butt: Less than or equal to 0.06 inch gap	Butt: Less than or equal to 0.06 inch gap	Butt: Less than or equal to 0.06 inch gap FL 6
Stagger: 1.00 inch minimum FL 2	Stagger: 1.00 inch minimum FL 2	Stagger: 0.50 inch minimum FL 2	Stagger: 1.00 inch minimum FL 2	Stagger: 1.00 inch minimum FL 2	Stagger: 1.00 inch minimum FL 2

Sezione Resistente Fibra =  $A = C_{tp} * F_v$

$\sigma_{Fibra}$  : 5000 Mpa (Ultimo)

$\tau_{resina}$  : 100 Mpa (Ultimo)

Cured Ply Thickness :  $C_{tp}$ : 0,18 mm

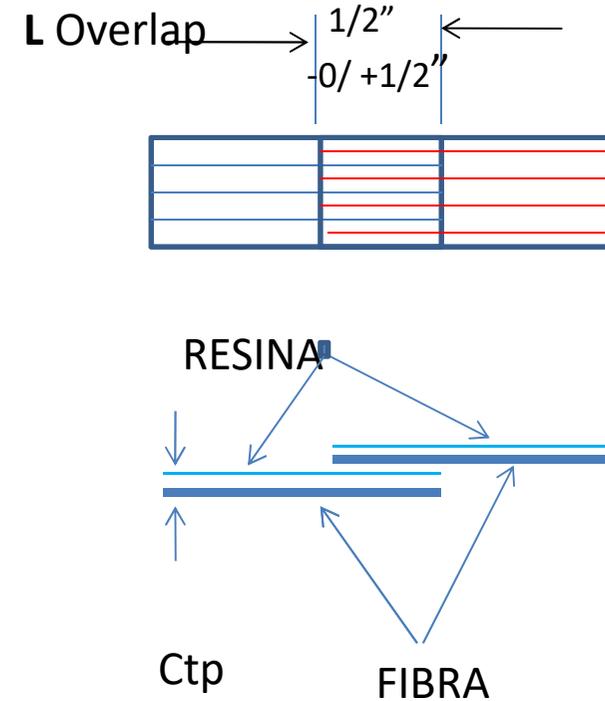
Fiber Volume:  $F_v = 0,60$

Resin Volume ;  $R_v = 0,4$

$\tau_{resina} * L_{overlap} * R_v = 1,6 * 10^6 N$

$\sigma_{Fibra} * A = 0,54 * 10^6 N$

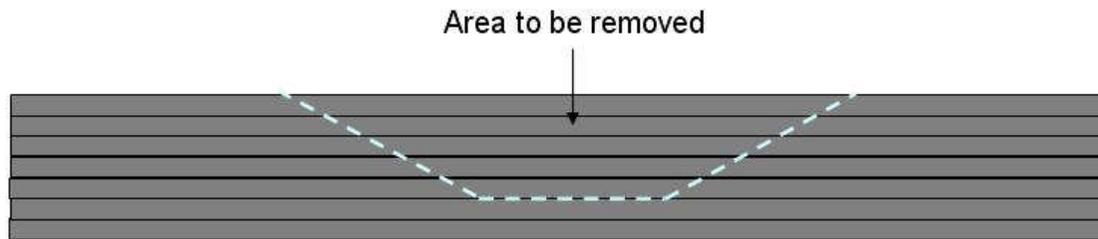
$\tau_{resina} * L_{overlap} * R_v >> \sigma_{Fibra} * A$



# RIPARAZIONE HOT BONDING



Laminate with defect



Conical Scarfing