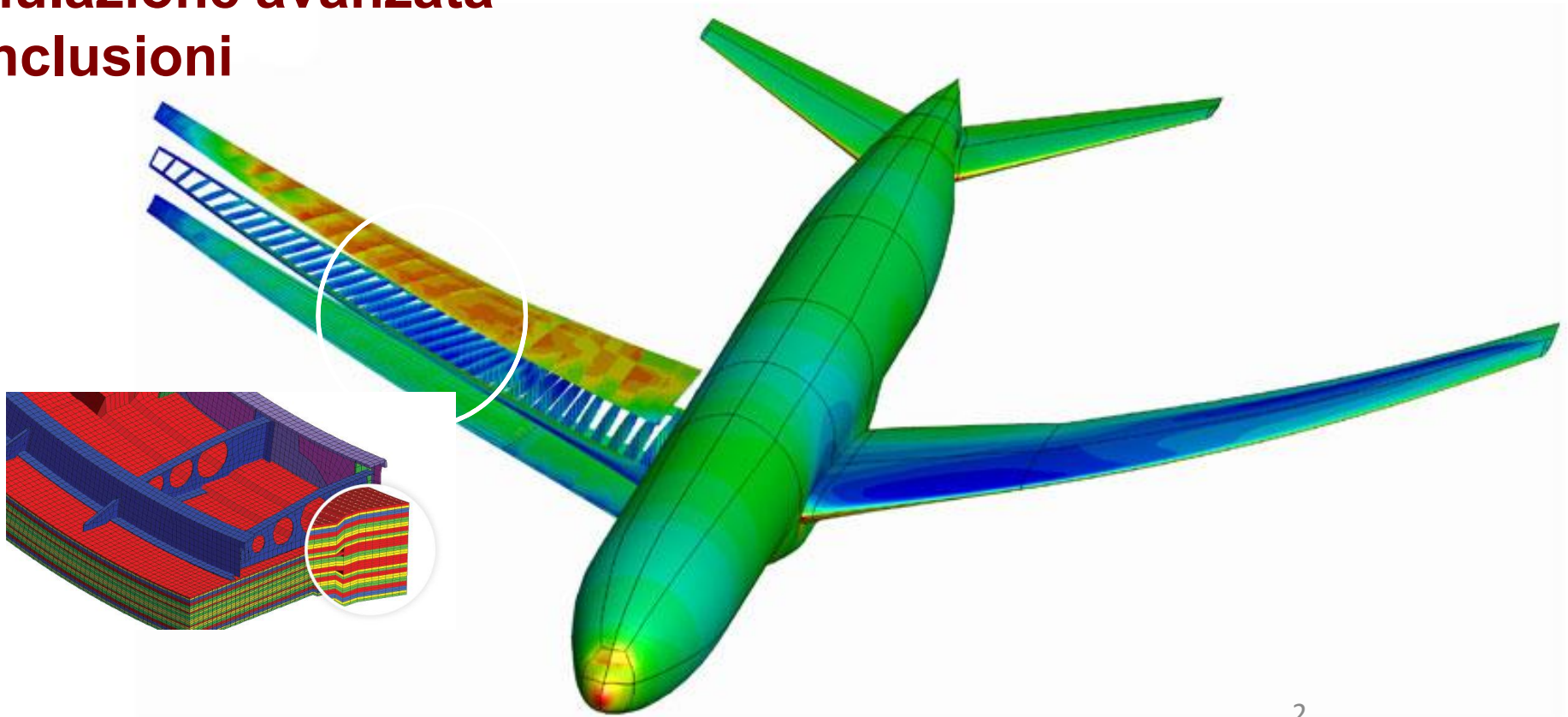


Danneggiamento progressivo dei laminati

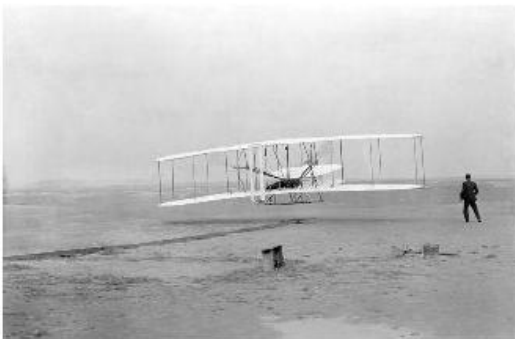
PFA (Progressive Failure Analysis)

Ing. Danilo Malacaria
Head of Research and Innovation

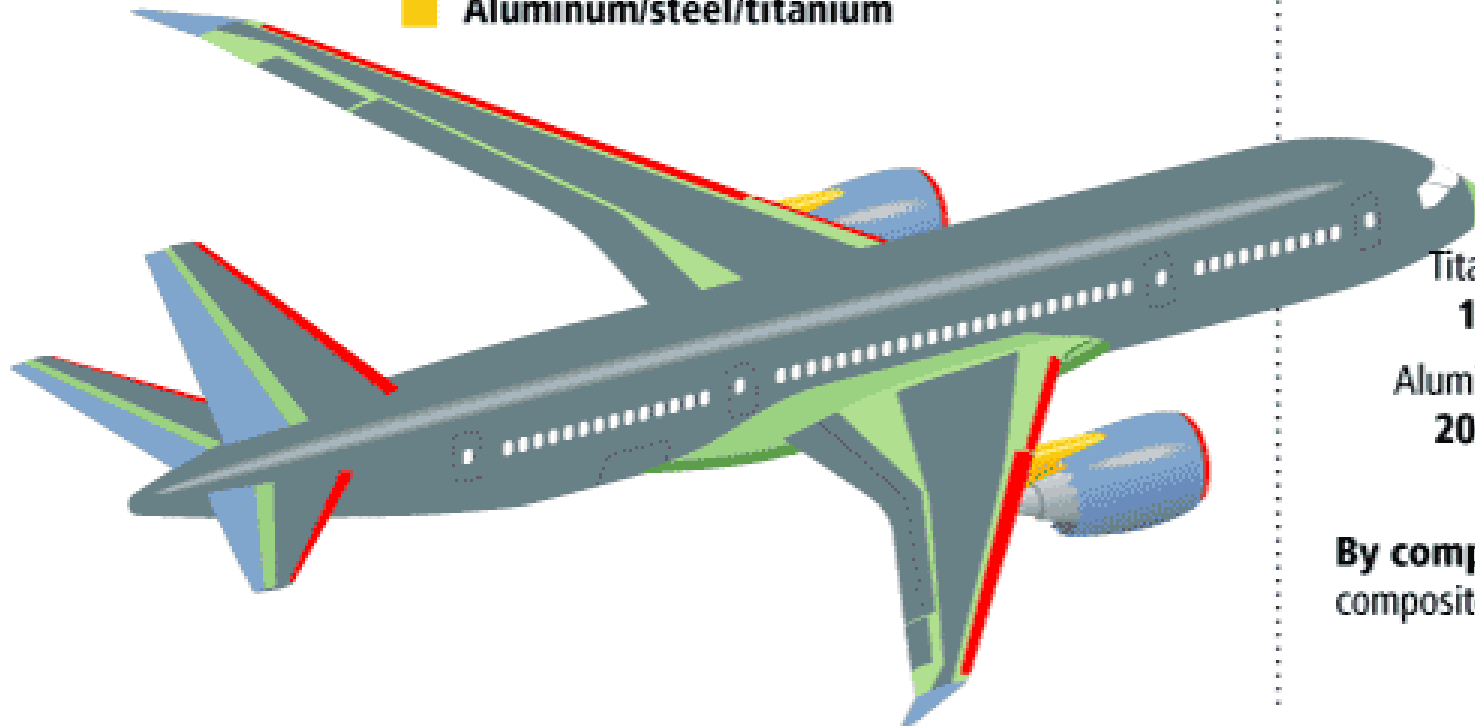
-  **Il composito nella produzione aeronautica**
-  **Criteri di dimensionamento: dal First Ply Failure alla Progressive Failure Analysis**
-  **Esempi di simulazione agli elementi finiti**
-  **Confronti numerico-sperimentali**
-  **Simulazione avanzata**
-  **Conclusioni**



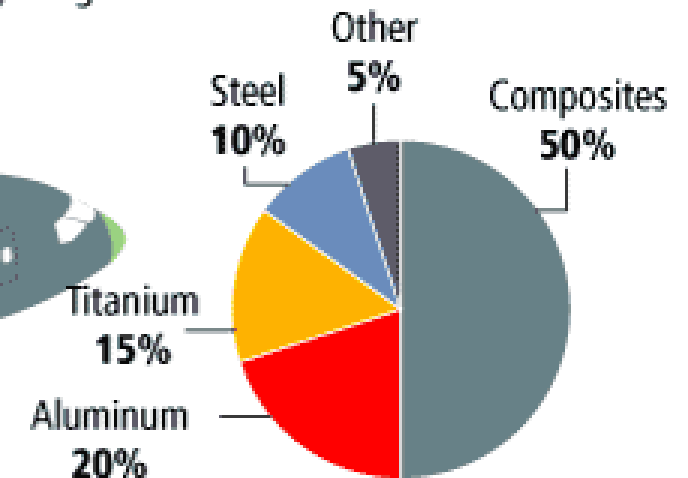
- L'innovazione in aeronautica è guidata da tre principali aspetti: economia, logistica e motivi socio-culturali.
- Tale innovazione è facilitata dallo sviluppo di nuovi materiali, metodi di fabbricazione e tools di progettazione



Materials used in 787 body

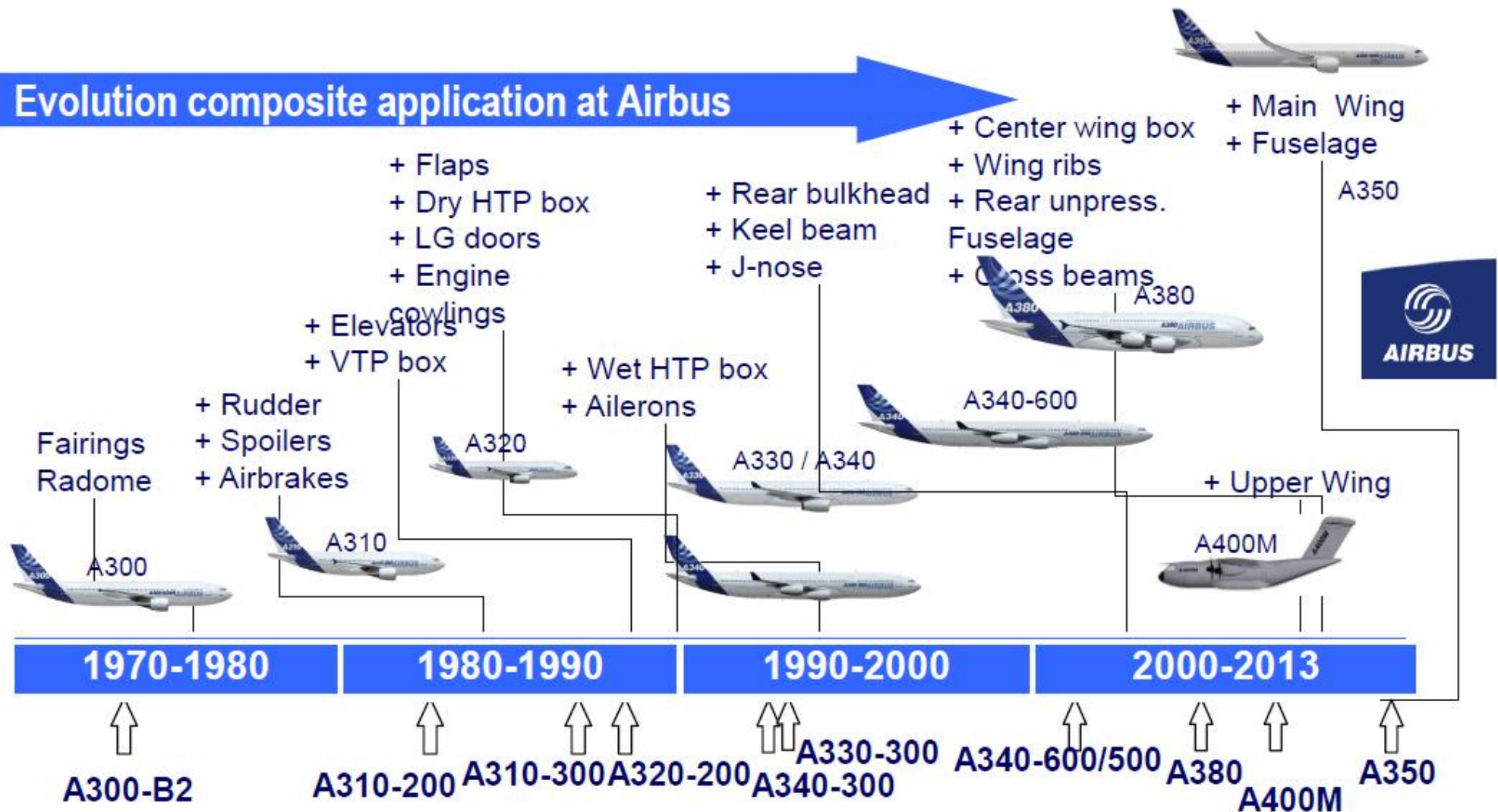


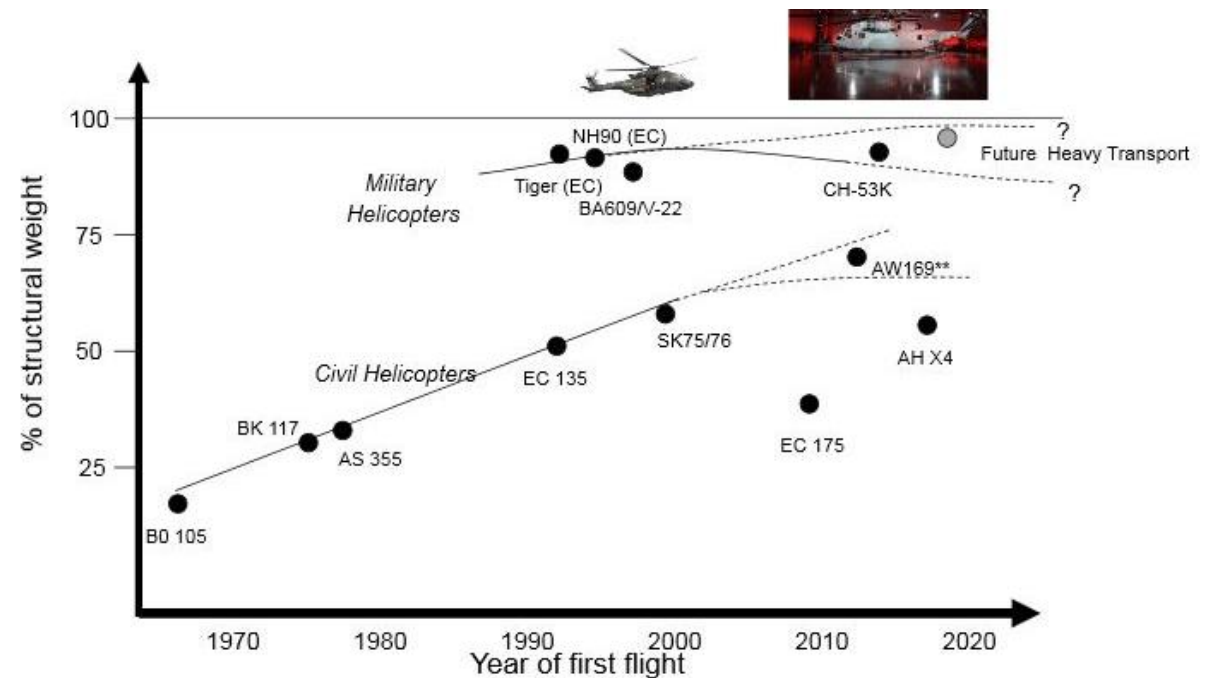
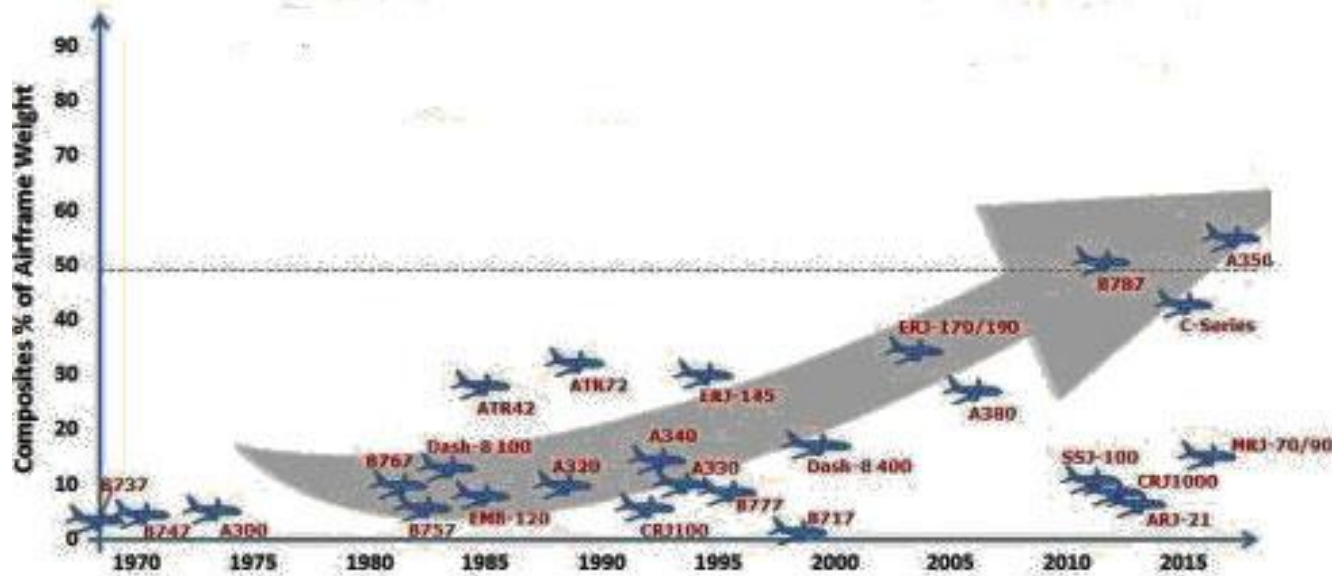
Total materials used By weight



By comparison, the 777 uses 12 percent composites and 50 percent aluminum.

Evolution composite application at Airbus





Nell'ambito dell'indagine relativa al danneggiamento ed alla crisi dei laminati in materiale composito esistono fondamentalmente tre procedimenti :

- studio del First Ply Failure (FPF),
- studio dell'Ultimate Failure (UIF),
- studio del Progressive Failure (PFA).

Il comportamento lineare dei materiali attraverso l'approccio FPF non consente :

- di capire qual è la ri-distribuzione degli stress;
- di individuare il tipo di danno (delaminazione, debonding, etc);
- di conoscere il comportamento della struttura danneggiata e quindi la sua capability ultima;

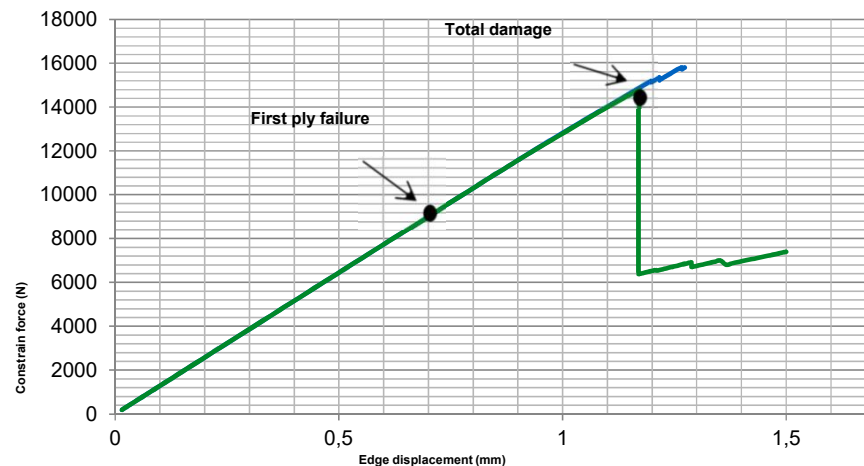


Di contro:

- fornisce un criterio rapido al dimensionamento;
- Fornisce buone correlazioni con i test.



F
A
I
L
P
R
O
G
R
E
S
S
I
V
E
I
S



I criteri di rottura delle lamine prevedono diversi tipi di approcci che sono che sono ancora oggi un importante argomento di ricerca.

not associated with failure modes

$$F_i \cdot \sigma_i + F_{ij} \cdot \sigma_i \cdot \sigma_j + F_{ijk} \cdot \sigma_i \cdot \sigma_j \cdot \sigma_k \geq$$

	Tsai-Wu	Tsai-Hill*	Azzi-Tsai*	Hoffman	Chamis**
F ₁	$\frac{1}{\sigma_{1T}^u - \sigma_{1C}^u}$	0	0	$\frac{1}{\sigma_{1T}^u - \sigma_{1C}^u}$	0
F ₂	$\frac{1}{\sigma_{2T}^u - \sigma_{2C}^u}$	0	0	$\frac{1}{\sigma_{2T}^u - \sigma_{2C}^u}$	0
F ₃	$\frac{1}{\sigma_{3T}^u - \sigma_{3C}^u}$	0	0	$\frac{1}{\sigma_{3T}^u - \sigma_{3C}^u}$	0
F ₁₂	$\frac{-1}{2\sqrt{\sigma_{1T}^u \sigma_{1C}^u \sigma_{2T}^u \sigma_{2C}^u}}$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{1T}^2} + \frac{1}{\sigma_{2T}^2} - \frac{1}{\sigma_{1C}^2} - \frac{1}{\sigma_{2C}^2} \right)$	$-\frac{1}{\sigma_{1T}^2}$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{1T}^u \sigma_{1C}^u} + \frac{1}{\sigma_{2T}^u \sigma_{2C}^u} - \frac{1}{\sigma_{1C}^u \sigma_{2C}^u} \right)$	$\frac{-K_{12}}{\sigma_{1T}^2 \sigma_{2T}^2}$
F ₁₃	$\frac{-1}{2\sqrt{\sigma_{1T}^u \sigma_{1C}^u \sigma_{3T}^u \sigma_{3C}^u}}$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{1T}^2} + \frac{1}{\sigma_{3T}^2} - \frac{1}{\sigma_{1C}^2} - \frac{1}{\sigma_{3C}^2} \right)$	0	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{1T}^u \sigma_{1C}^u} + \frac{1}{\sigma_{3T}^u \sigma_{3C}^u} - \frac{1}{\sigma_{1C}^u \sigma_{3C}^u} \right)$	$\frac{-K_{13}}{\sigma_{1T}^2 \sigma_{3T}^2}$
F ₂₃	$\frac{-1}{2\sqrt{\sigma_{2T}^u \sigma_{2C}^u \sigma_{3T}^u \sigma_{3C}^u}}$	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{2T}^2} + \frac{1}{\sigma_{3T}^2} - \frac{1}{\sigma_{2C}^2} - \frac{1}{\sigma_{3C}^2} \right)$	0	$-\frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{2T}^u \sigma_{2C}^u} + \frac{1}{\sigma_{3T}^u \sigma_{3C}^u} - \frac{1}{\sigma_{2C}^u \sigma_{3C}^u} \right)$	$\frac{-K_{23}}{\sigma_{2T}^2 \sigma_{3T}^2}$
F ₁₁	$\frac{1}{\sigma_{1T}^u \sigma_{1C}^u}$	$\frac{1}{\sigma_{1T}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{1T}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{1T}^u \sigma_{1C}^u}$	$\frac{1}{\sigma_{1T}^2}$
F ₂₂	$\frac{1}{\sigma_{2T}^u \sigma_{2C}^u}$	$\frac{1}{\sigma_{2T}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{2T}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{2T}^u \sigma_{2C}^u}$	$\frac{1}{\sigma_{2T}^2}$
F ₃₃	$\frac{1}{\sigma_{3T}^u \sigma_{3C}^u}$	$\frac{1}{\sigma_{3T}^2}$	0	$\frac{1}{\sigma_{3T}^u \sigma_{3C}^u}$	$\frac{1}{\sigma_{3T}^2}$
F ₄₄	$\frac{1}{\sigma_{23}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{23}^2}$	0	$\frac{1}{\sigma_{23}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{23}^2}$
F ₅₅	$\frac{1}{\sigma_{13}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{13}^2}$	0	$\frac{1}{\sigma_{13}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{13}^2}$
F ₆₆	$\frac{1}{\sigma_{12}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{12}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{12}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{12}^2}$	$\frac{1}{\sigma_{12}^2}$

Lamina Failure Criteria

associated with failure modes

Non Interactive

Maximum Strain/Stress criterion

- Fibre: $\sigma_1 \geq \sigma_{1T}^u$ or $|\sigma_1| \geq \sigma_{1C}^u$
- Matrix: $\sigma_2 \geq \sigma_{2T}^u$ or $|\sigma_2| \geq \sigma_{2C}^u$
- Shear: $|\sigma_{12}| \geq \sigma_{12}^u$

Interactive

Hashin, Puck

Fibre failure in tension:

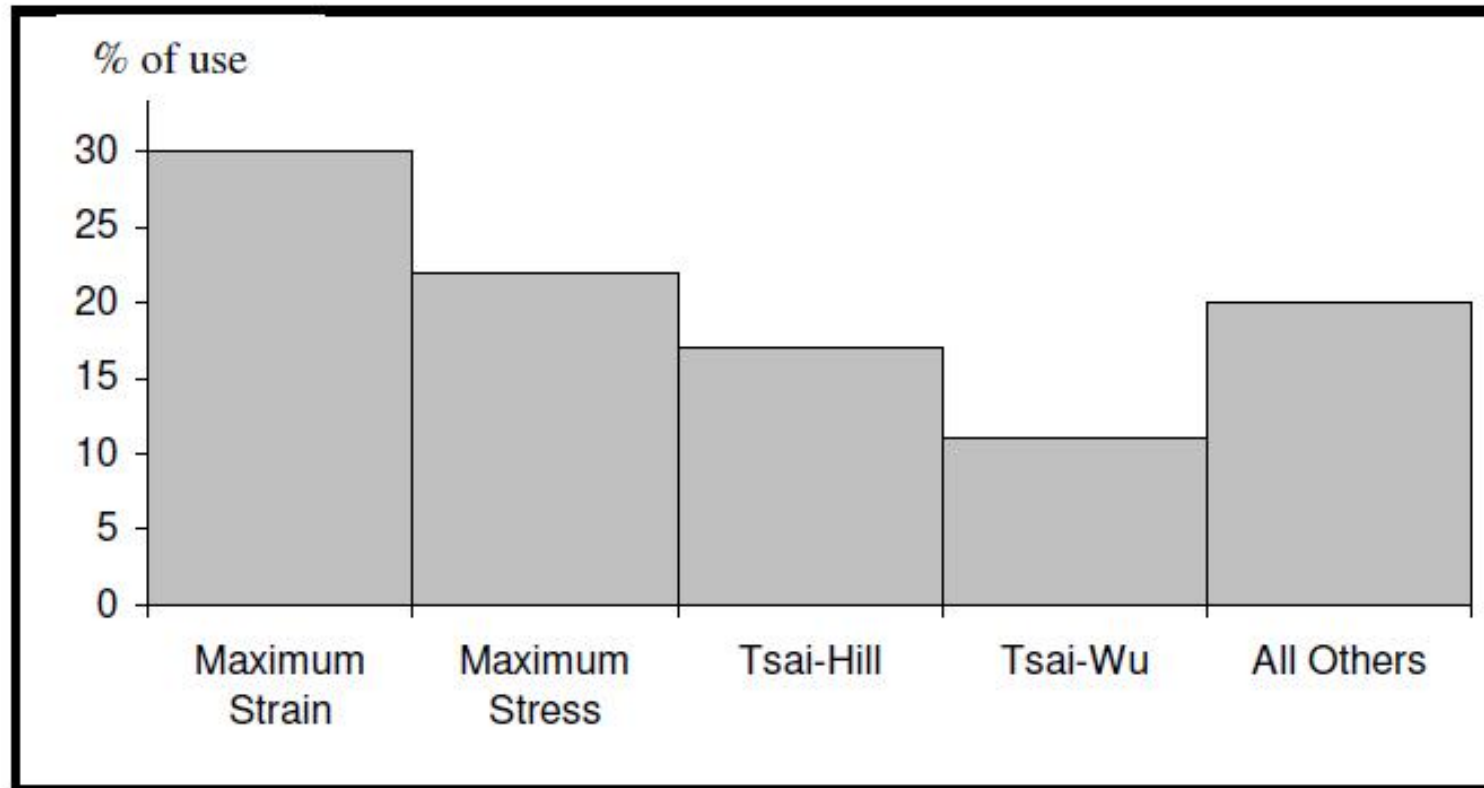
$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{1T}^u} \right)^2 + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{(\sigma_{12}^u)^2} = 1$$

Matrix failure in tension: $((\sigma_2 + \sigma_3) > 0)$

$$\left(\frac{\sigma_2 + \sigma_3}{\sigma_{2T}^u} \right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_2 \sigma_3}{(\sigma_{23}^u)^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{(\sigma_{12}^u)^2} = 1$$

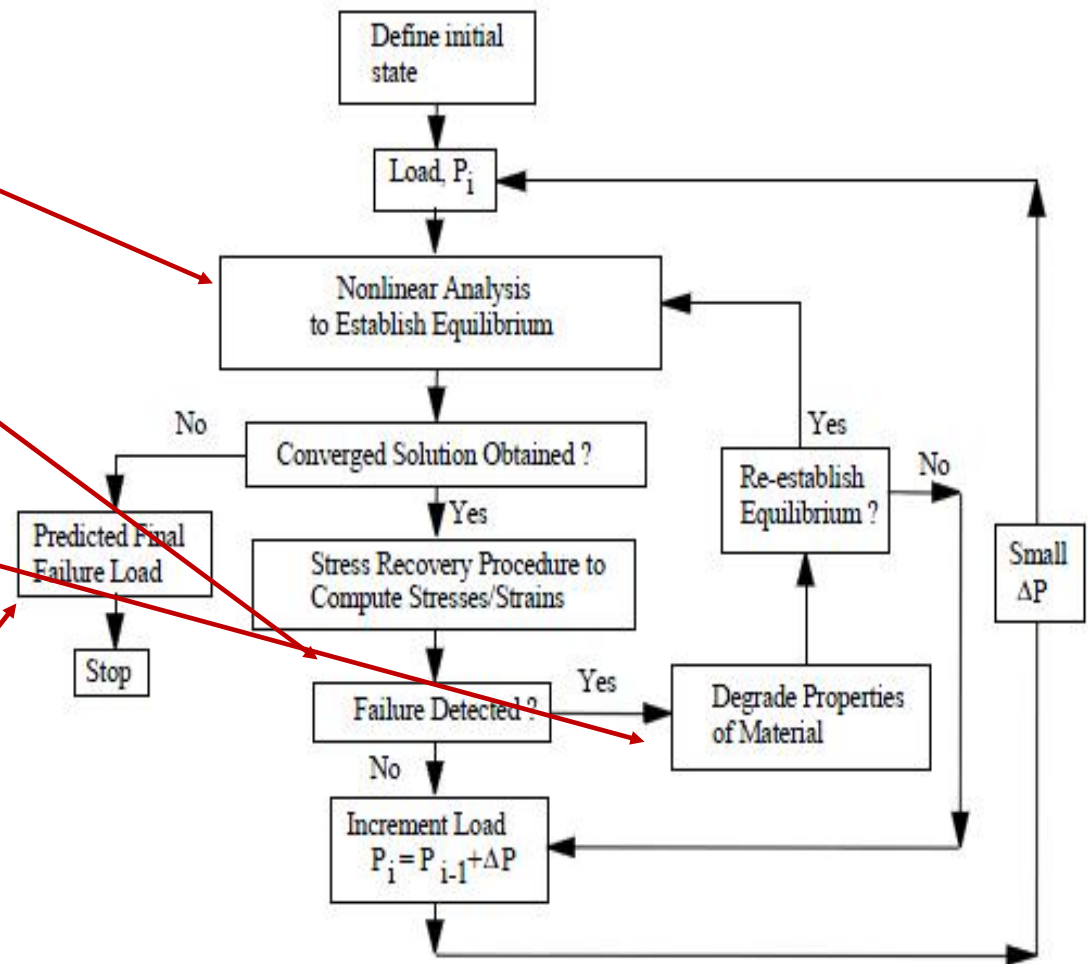
I criteri di rottura prevedono diversi tipi di approcci che sono che sono ancora oggi un importante argomento di ricerca.

L'uso industriale di tali metodi è prevalentemente guidato da livelli di confidenza/esperienza acquisiti.



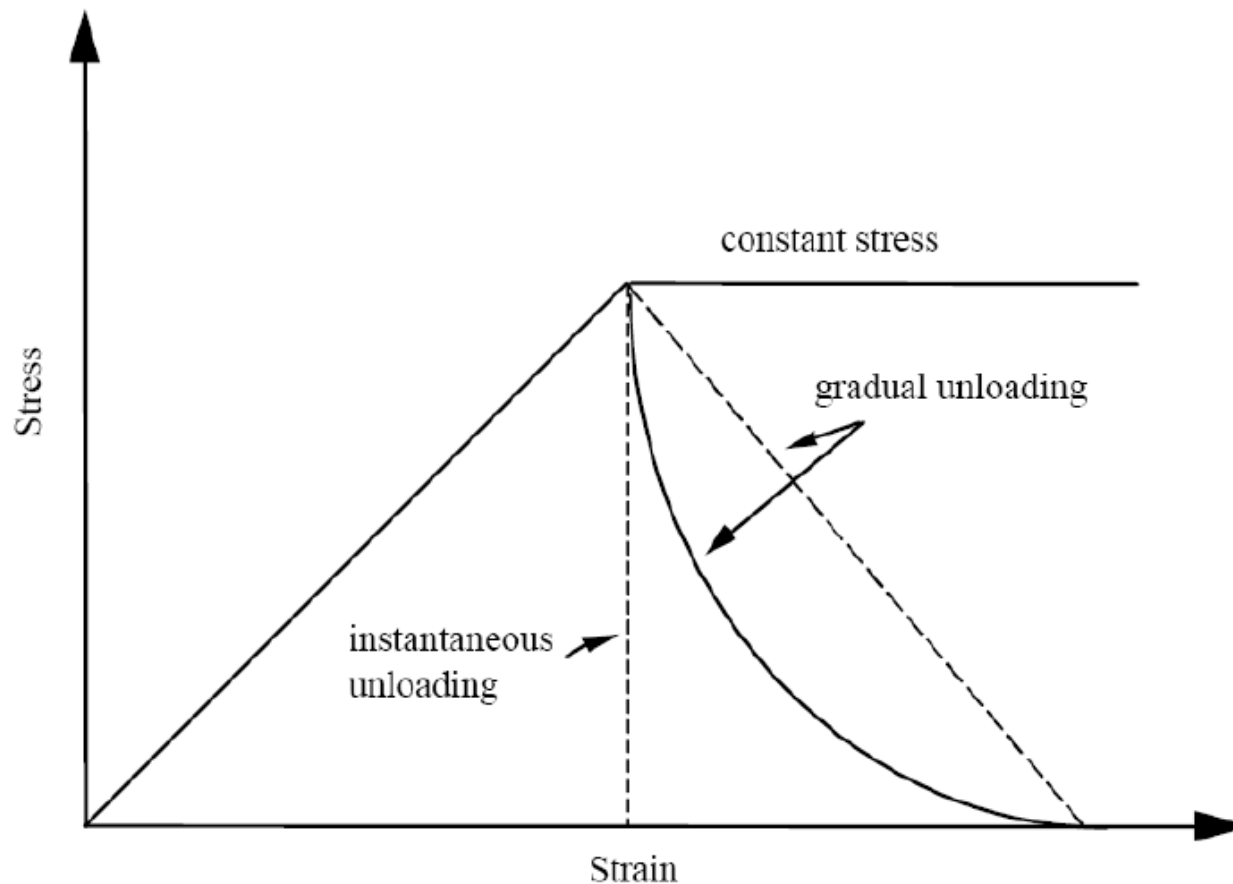
I criteri di rottura del laminato prevedono processi iterativi per previsione del danno e la successiva ridistribuzione del carico e delle rigidezze.

- Analisi non lineare basata sul metodo agli elementi finiti;
- Definizione di un criterio di rottura;
- Riduzione della resistenza in fase di post-rottura del laminato;
- Rottura totale quando il danno si propaga senza incrementare il carico e l'equilibrio non può essere ristabilito.



I criteri di rottura del laminato prevedono processi iterativi per previsione del danno e la successiva ridistribuzione del carico e delle rigidezze.

I modelli di degradazione possono essere di tipo Graduale (R parametrico); Immediato (R costante); Stress costante.



Nastran è il software di riferimento nel settore aeronautico.

La Sol 400 è la più usata nei casi di analisi non lineare dei meccanismi di rottura dei compositi.

Caratterizzazione del materiale: scheda MATF

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
MATF	MID	ITYPE							
	"CRI"	Criterion	V ₁ ¹	V ₂ ¹	V ₃ ¹	V ₄ ¹	V ₅ ¹	V ₆ ¹	1st
	V ₇ ¹	V ₈ ¹	V ₉ ¹	Find ¹	V ₁₀ ¹	V ₁₁ ¹	V ₁₂ ¹	W ₁ ¹	
	W ₂ ¹	W ₃ ¹	W ₄ ¹	W ₅ ¹	W ₆ ¹	W ₇ ¹	W ₈ ¹	W ₉ ¹	

ITYPE: 0 – No PFA; 2 – Degradazione Graduale; 3 – Degradazione Immediata

Criterion: 1 – Max Stress; 2 – Max. Strain; 3 – Hill; 4 – Hoffman; 5 – Tsai-Wu; 7 – Hashin; 8 – Puck; 10 – Hashin-Tape; 11 – Hashin-Fabric; 13 – User Subroutine

V_i¹: Proprietà del materiale

Nastran è il software di riferimento nel settore aeronautico.

La Sol 400 è la più usata nei casi di analisi non lineare dei meccanismi di rottura dei compositi.

Gestione della convergenza numerica: scheda NLSTEP

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
NLSTEP	ID	TOTTIME							
	GENERAL	MAXITER	MINITER	MAXBIS	CREEP				
	FIXED	NINC	NO						
	ADAPT	DTINITF	DTMINF	DTMAXF	NDESIR	SFACT	INTOUT	NSMAX	
		IDAMP	DAMP	CRITIID	IPHYS	LIMTAR	RSMALL	RBIG	
		ADJUST	MSTEP	RB	UTOL				
	ARCLN	TYPE	DTINITFA	MINALR	MAXALR	SCALEA	NDESIR	NSMAXA	
	HEAT	CONVH	EPSUH	EPSPH	EPSWH	KMETHODH	KSTEPH		
		MAXQNH	MAXLSH	LSTOLH					
	MECH	CONV	EPSU	EPSP	EPSW	KMETHOD	KSTEP	MRCONV	
		MAXQN	MAXLS	LSTOL	FSTRESS				
	COUP	HGENPLAS	HGENFRIC						
	RCHEAT	SOLVER	DRLXCA	ARLXCA	BALENG	DAMPC	GRVCON	CSGFAC	
		NRLOOP	OUTINV	DTIME1					

MAXITER, MINITER: numero massimo di iterazioni consentito, minimo necessario per ciascuno incremento

MAXBIS: massimo numero di bisezioni necessarie per ciascun incremento

ADAPT: incremento adattivo automatico del carico

DTINITF: step iniziale definito come frazione del *total load step time* (TOTTIM)

DTMAXF, DTMINF: tempo max./min. dello step, definito come frazione del *total load step time* (TOTTIME)

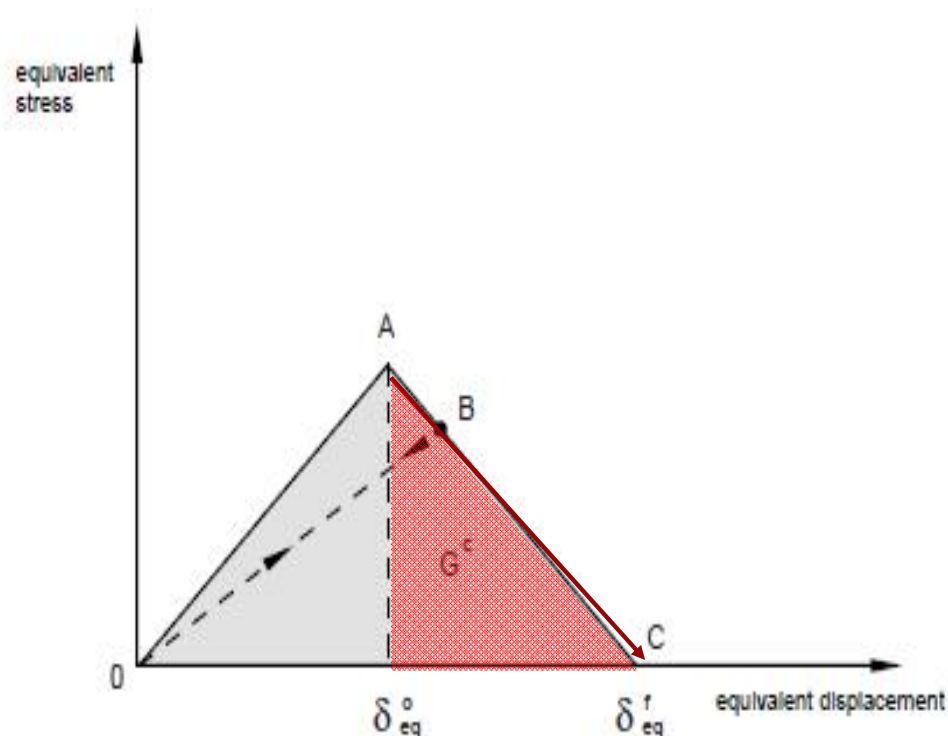
NDESIR: numero di iterazioni desiderate per incremento

CONV: criterio di convergenza

Abaqus è un risolutore agli elementi finiti di rilievo per le analisi non lineari largamente usato nel settore automotive.

Il risolutore non lineare prevede un metodo implicito che richiede la conoscenza dell'energia di frattura, la quale regola il processo di evoluzione del danneggiamento.

- Si assume un *softening* lineare del materiale composito;
- La legge costitutiva è espressa come un rapporto sforzo-spostamento;

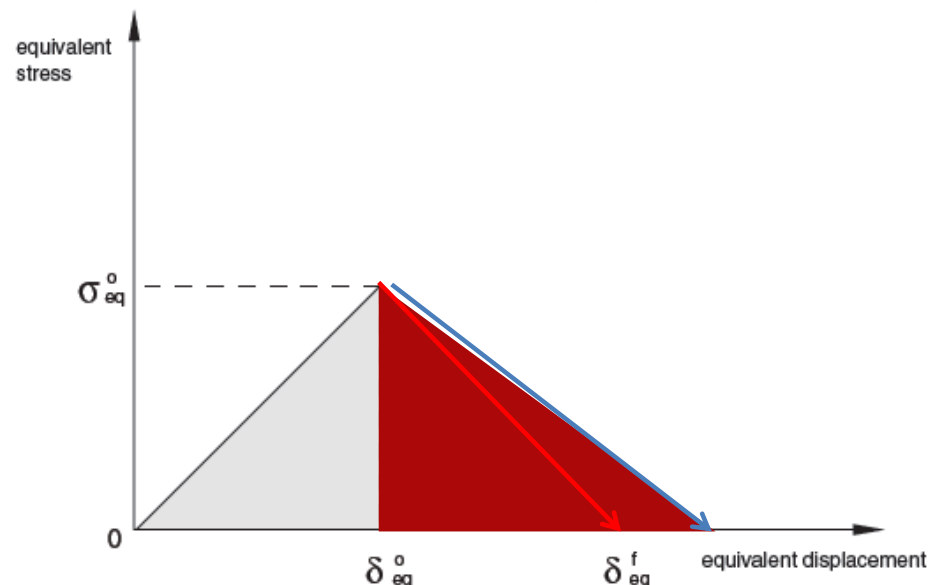


- E' una sub-funzione del criterio di iniziazione del danno di Hashin, per cui presenta le stesse quattro modalità di evoluzione del danno:
- **DAMAGEFT**: danno fibre a tensione;
- **DAMAGEFTC**: danno fibre a compressione;
- **DAMAGEMT**: danno matrice a trazione;
- **DAMAGEMC**: danno matrice a compressione.

Abaqus è un risolutore agli elementi finiti di rilievo per le analisi non lineari largamente usato nel settore automotive.

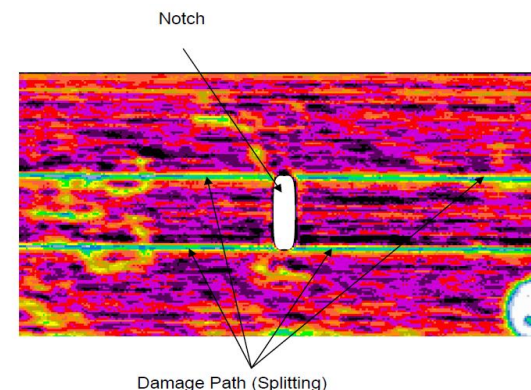
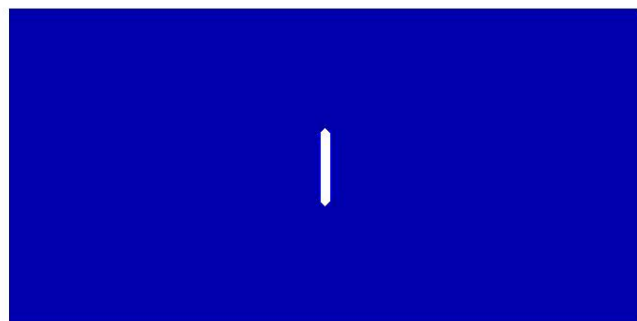
Il risolutore non lineare prevede un metodo implicito che richiede la conoscenza dell'energia di frattura, la quale regola il processo di evoluzione del danneggiamento.

- Uno dei parametri che maggiormente influenza la convergenza è la viscosità, privo di un effettivo significato fisico;
- Quattro coefficienti in input, tante quante le variabili del criterio di Hashin;
- Occorre scegliere i valori di η più bassi con cui si ha convergenza.
- Materiali con un comportamento *softening* lineare, spesso portano a gravi **difficoltà di convergenza** nei programmi di analisi implicita;



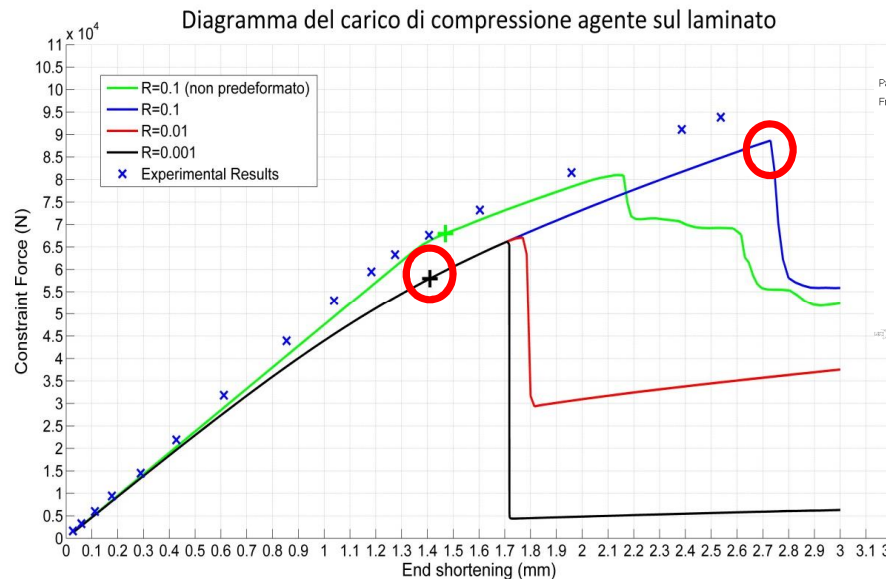
Una serie di benchmark fra i maggiori solutori FEM e risultati sperimentali sono stati condotti in DEMA allo scopo di definire il migliore approccio numerico a tali problematiche.

Casi studiati	Carico Applicato	Risultati sperimentali rottura [N]	Abaqus		SOL 400	
			First Ply Failure [N]	Ultimate failure [N]	First Ply Failure [N]	Ultimate failure [N]
GUNEL - LC4	Piastra forata a compressione - pressione	ND	1100	11000	1255	10500
NASA - LC1	Piastra forata a trazione	15671	6761	14287	7657	14803
NASA - LC3	Piastra forata a compressione	90806	68975	77008		66024
BOGERT	Piastra forata a trazione	8635 (solo FPF)	9522	13342	9472	13977



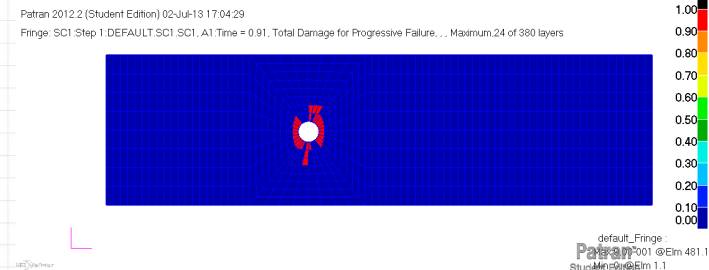
Analisi di sensibilità rispetto ai parametri critici sono state svolte per capire l'influenza di tali parametri sulle analisi.

NASTRAN R=Modello di degradazione

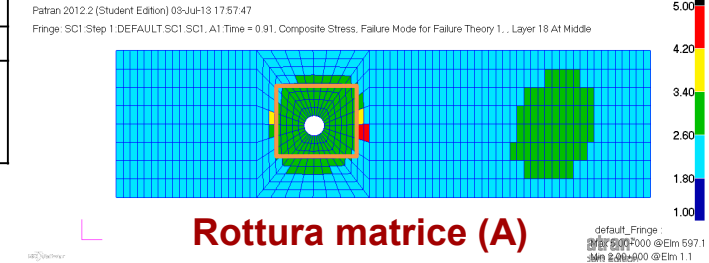
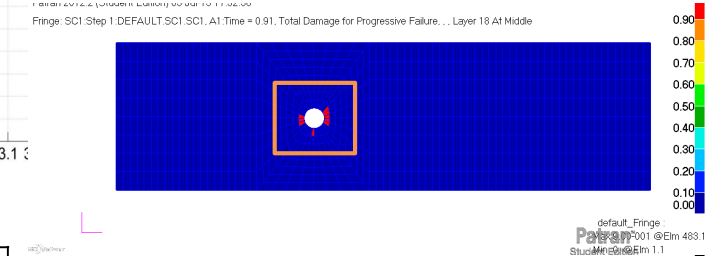


	FPF	UF
Sperimentale	N.D.	90806 N
Sol 400	57967 N	88668 N (R=0.1) 67124 N (R=0.01) 66229 N (R=0.001)

Danneggiamento
Danneggiamento



Plies n.15, 16, 18 – 24 ($\theta = \pm 45^\circ, 0^\circ, 90^\circ$)

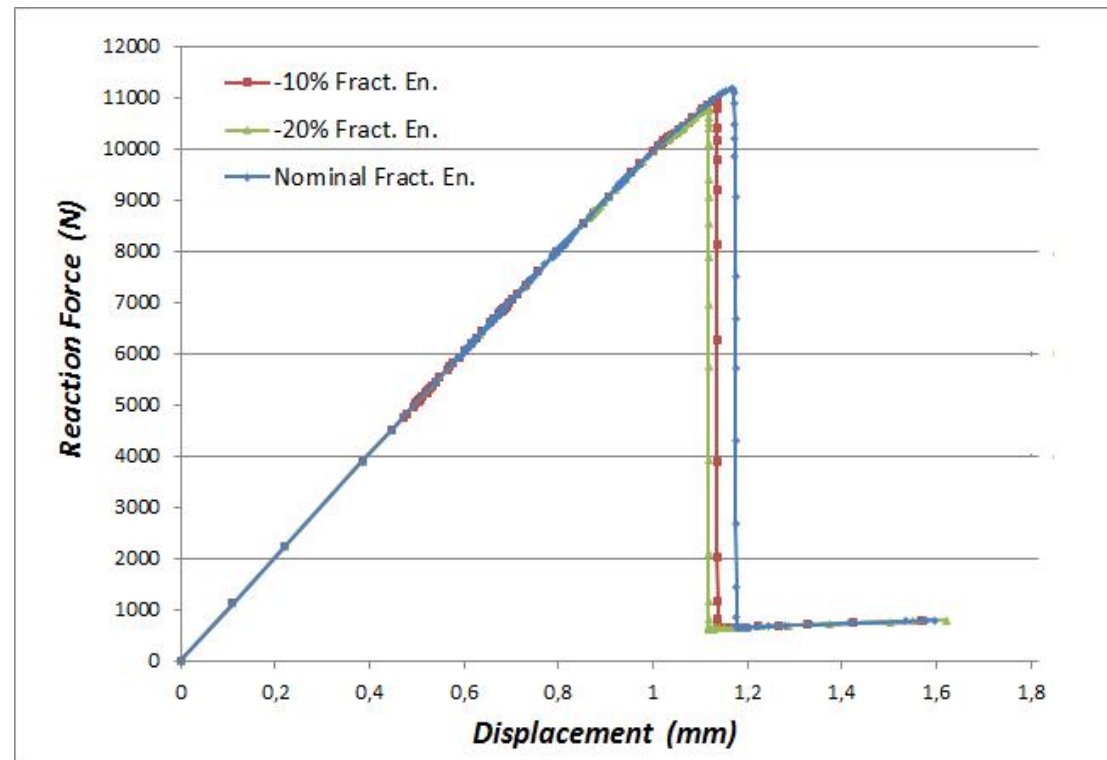


Rottura matrice (A)

Analisi di sensibilità rispetto ai parametri critici sono state svolte per capire l'influenza di tali parametri sulle analisi.

ABAQUS η = coeff. Di viscosità numerica

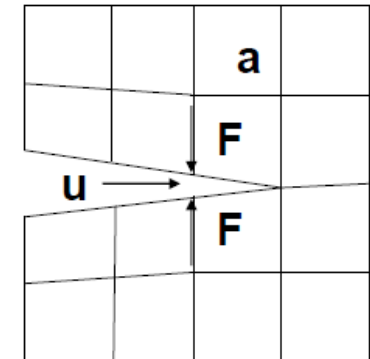
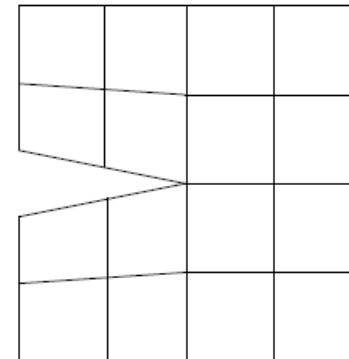
Energie di Frattura	Coeff. di Viscosità	Carico Ultimo	% Errore
Nominali	10^{-4}	11173 N	5.5%
-10%	10^{-5}	10939.4 N	2.9%
-20%	10^{-7}	10799 N	1.6%



Virtual Crack Closure Technique VCCT è una tecnica di simulazione avanzata capace di predire l'innesco del crack e la sua crescita.

Il crack **a** cresce se:

$$G = F_u/2a > G_c \text{ (fracture toughness)}$$



VCCT	ID	IDCR	ITYPE	IGROW	INCM	METHOD			
	CGI	GC					GC-II	GC-III	
	TABCGI	TABGC					TABGC-II	TABGC-III	
	G1	G2	G3	G4	G5	etc.			



Tensile Test - Abaqus XFEM.mp4

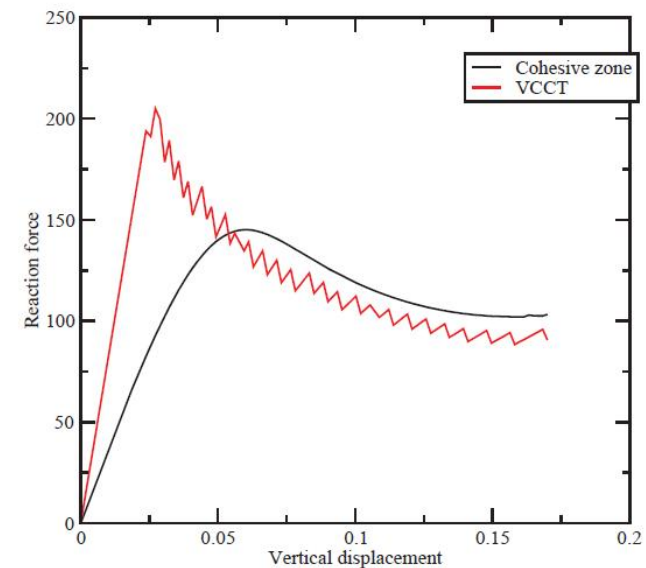
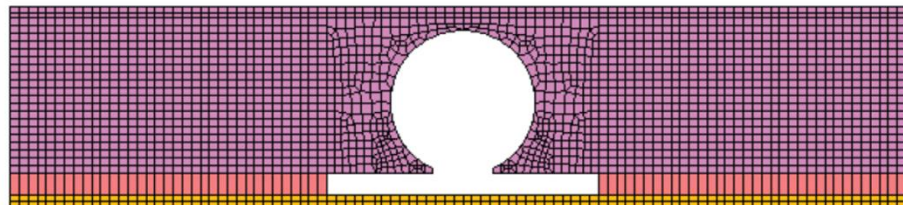
COHESIVE ZONE MODELING (CZM) è una tecnica di simulazione avanzata per la simulazione di fenomeni di delaminazione o debonding.

Per realizzarla si usano speciali elementi/proprietà detti **di interfaccia**.

Un parametro di danno D può essere usato per indicare la quantità di energia irreversibile dell'elemento coesivo, superata la quale l'elemento viene deaktivato.

$$D = \frac{G - G_{elastic}}{G_c - G_{elastic}} ; 0 \leq D \leq 1 ; v_e \geq v_c$$

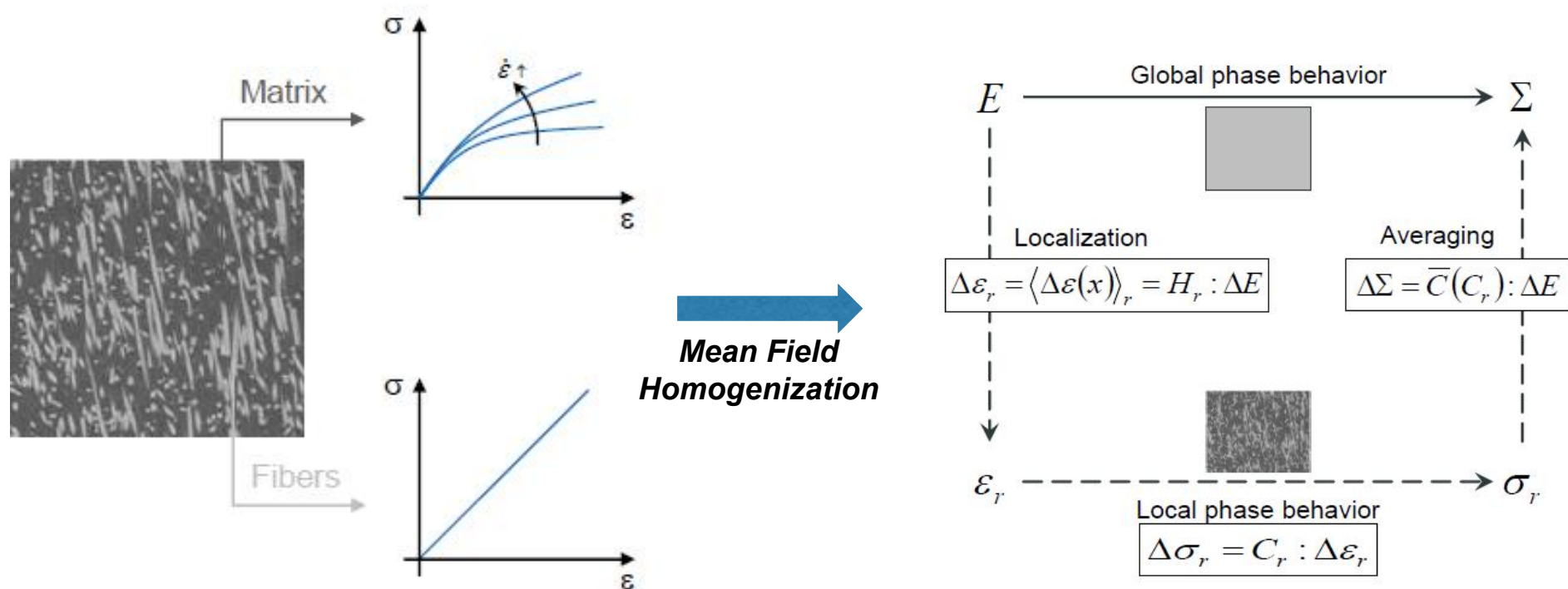
core	MCOHE	2	2
+	4.409	.500E-02	
interface	PCOHE	2	2
face			



Courtesy of MSC Software

Per tener conto delle condizione di multi-fase di un materiale composito è necessario simulare le due fase (matrice e fibra).

In tale approccio è possibile ricondurre l'analisi a livello **micro-scale**.



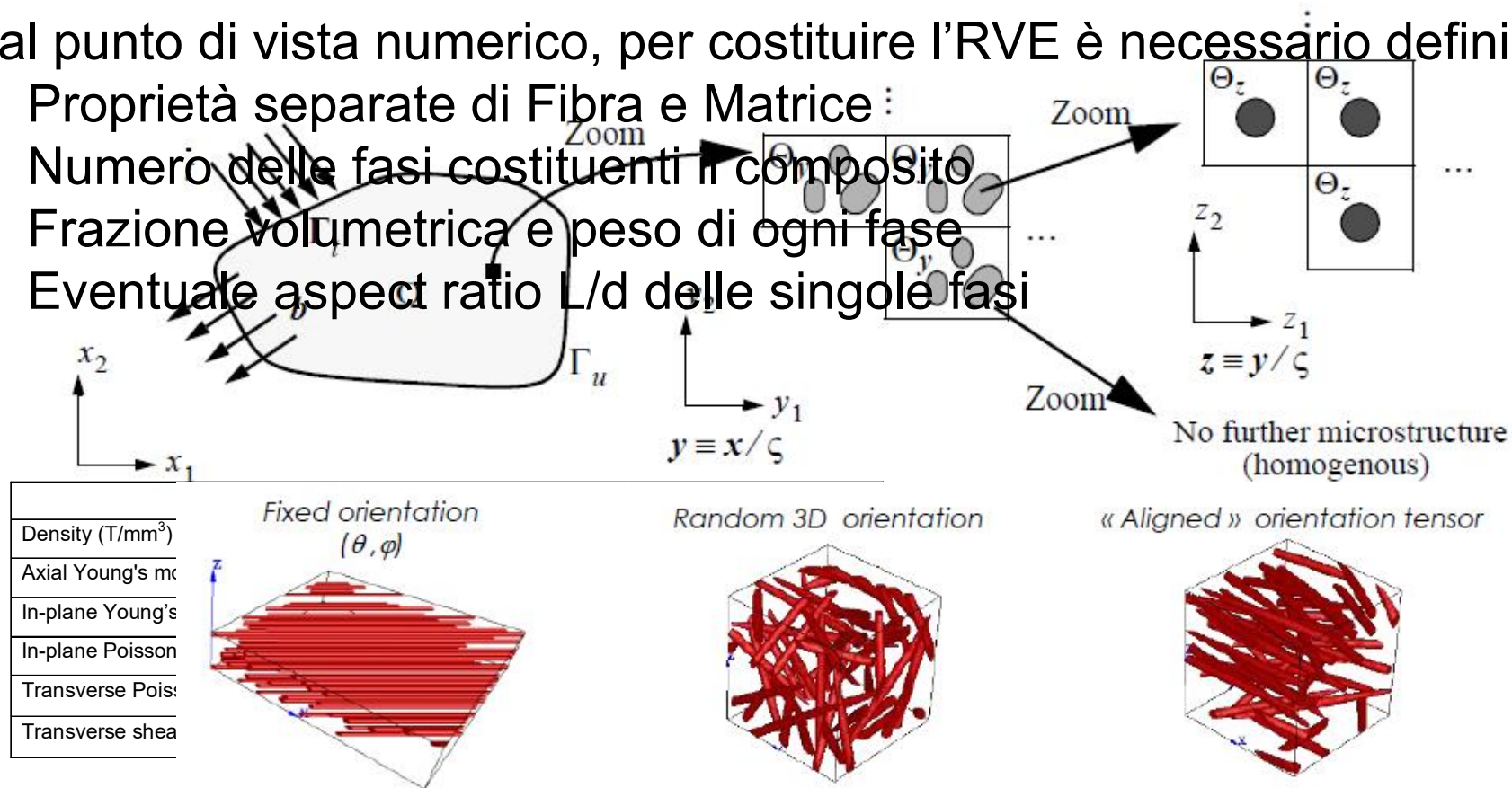
Per tener conto delle condizioni di multi-fase di un materiale composito è necessario simulare le due fasi (matrice e fibra).

In tale approccio è possibile ricondurre l'analisi a livello **micro-scale**.

Si introduce il concetto dell'**RVE (Representative Volume Element)**

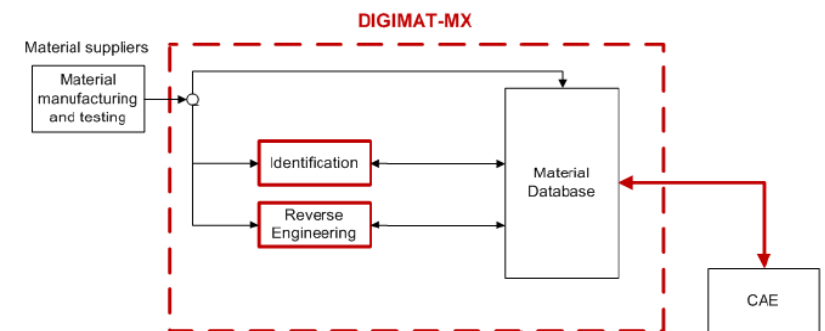
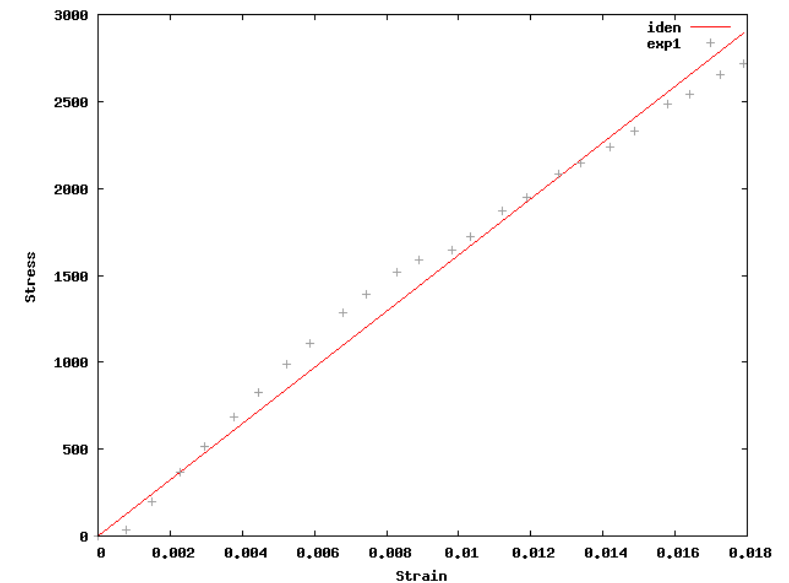
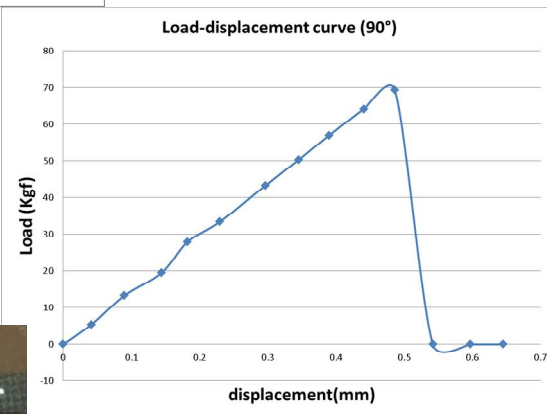
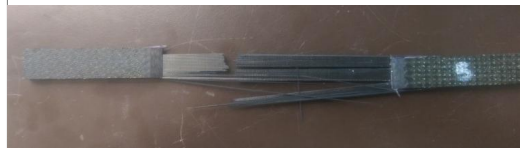
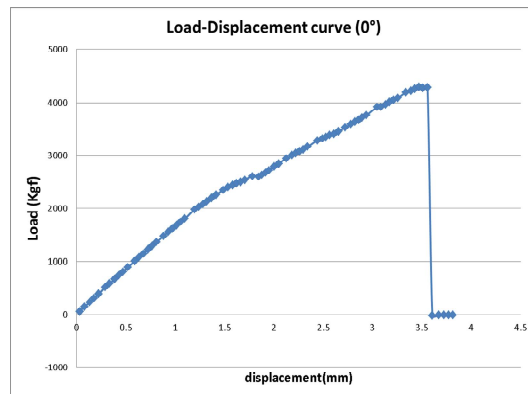
Dal punto di vista numerico, per costituire l'RVE è necessario definire:

- Proprietà separate di Fibra e Matrice :
- Numero delle fasi costituenti il composito
- Frazione volumetrica e peso di ogni fase
- Eventuale aspect ratio L/d delle singole fasi



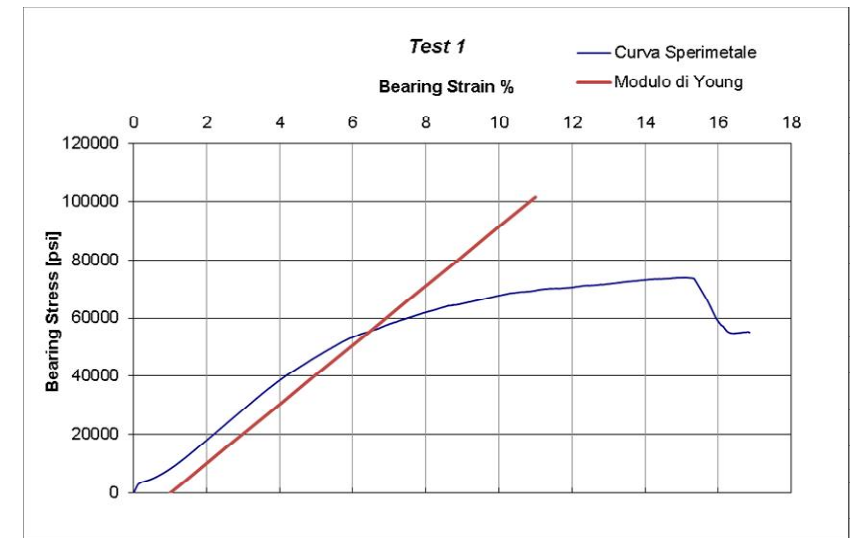
L'analisi micro/macro è attualmente sviluppata da software in-house ovvero commerciali.

Per tali analisi è necessario conoscere le proprietà di fibre e matrice, se non disponibili è possibile effettuare un'operazione di Reverse Engineering (RE)



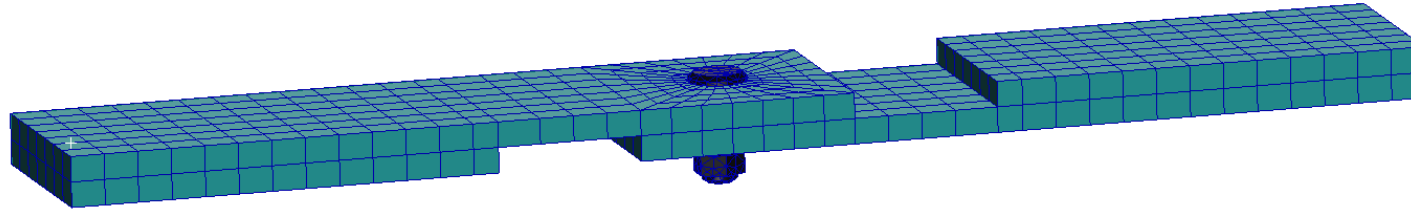
Approccio micro meccanico con Digimat e SOL 400 per test di Bearing:

ASTM D 5961 Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates¹



Specimen ID	Specimen Number	Width	Thickness (Nominal)	Thickness (Measured)	Ultimate Load	F _{By} (Nominal)	F _{By} (Measured)	F _{bu} (Nominal)	F _{Bu} (Measured)
		(in)	(in)	(in)		(ksi)	(ksi)	(ksi)	(ksi)
Test 1	1	1,500	0,1760	0,1866	3450	58,95	55,60	78,40	73,94
Test 2	2	1,500	0,1760	0,1852	3535	65,13	61,91	80,34	76,37
Test 3	3	1,500	0,1760	0,1855	3373	67,90	64,42	76,66	72,73
Test 4	4	1,500	0,1760	0,1844	3283	60,08	57,33	74,62	71,20
Test 5	5	1,500	0,1760	0,1850	3307	62,92	59,85	75,16	71,49
Stats	Minimum	1,500	0,1760	0,1844	3283	58,95	55,598	74,620	71,202
	Maximum	1,500	0,1760	0,1866	3535	67,90	64,422	80,341	76,368
	Mean	1,500	0,1760	0,1854	3390	63,00	59,821	77,037	73,147
	Std. Dev.	0,000	0,0000	0,0008	104	3,66	3,519	2,360	2,104
	COV(%)	0,00	0,0000	0,4324	3,06	5,80	5,88	3,06	2,88

Approccio micro meccanico con Digimat e SOL 400 per test di Bearing:

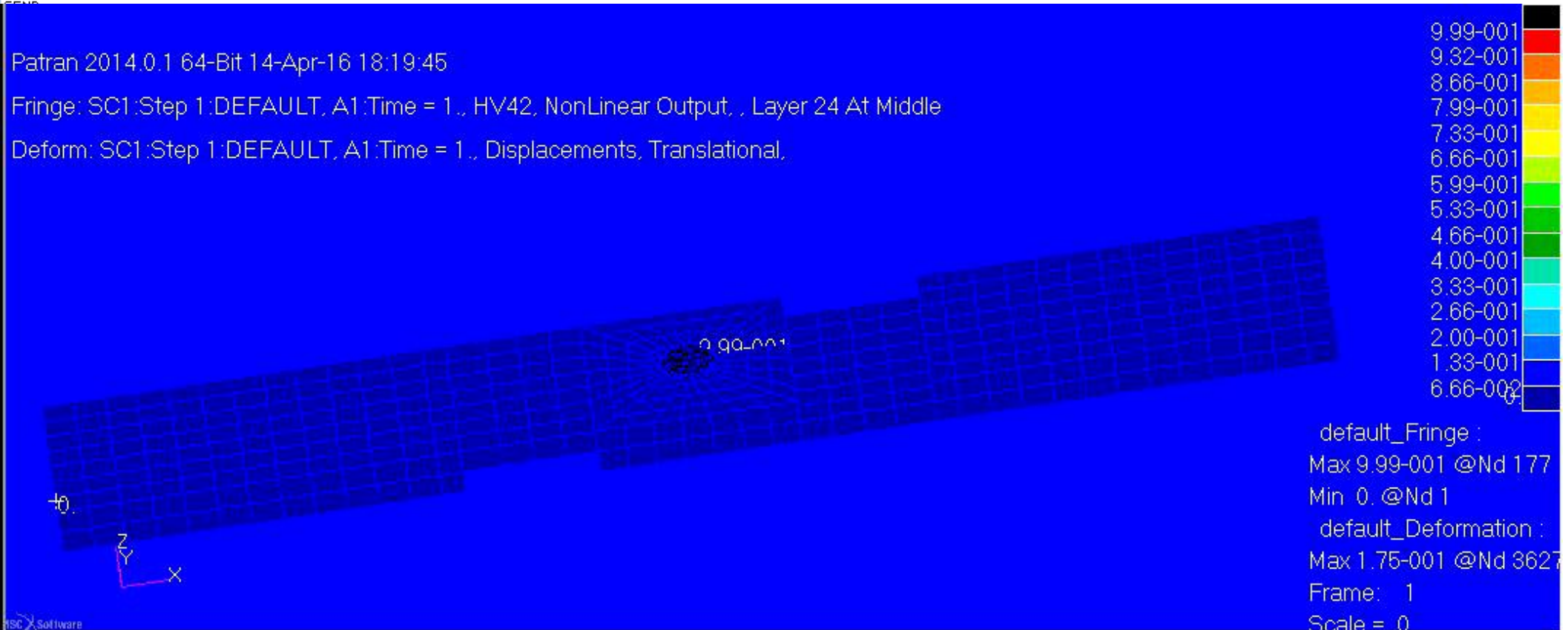


NASTRAN SYSTEM(316)=19
SOL 400

Patran 2014.0.1 64-Bit 14-Apr-16 18:19:45

Fringe: SC1:Step 1:DEFAULT, A1:Time = 1., HV42, NonLinear Output, , Layer 24 At Middle

Deform: SC1:Step 1:DEFAULT, A1:Time = 1., Displacements, Translational,



ISC Software
\$ and/or element types which are not explicitly listed as supported
\$ with the Digimat software, please carefully check your results.
\$
\$ For a list of supported solver versions and element types,
\$ please refer to the Digimat manual or contact support@e-xstream.com
\$ 1 >> 2 >> 3 >> 4 >> 5 >> 6 >> 7 >> 8 >> 9 >> 10 >
UDNAME 1

microstructure = cycom_977-2-34-24kIMS-196-T1-150
#

- ✓ Gli strumenti e le iniziative volte al superamento dei livelli di incertezza sul dimensionamento dei compositi sono in notevole aumento (CAI, Agate, etc.).
- ✓ L'uso della progressive failure analysis, soprattutto nell'approccio micro-meccanico, rimane limitato se non si include lo specifico criterio di failure (delaminazione, debonding, crack, etc) derivante da una specifica conoscenza delle strutture in esame e del loro processo produttivo.
- ✓ Le tecnologie di simulazione hanno consolidato un buon livello di maturità ma rimane imprescindibile il ruolo della sperimentazione.

- **Bogert, Comparison of Damage Path Predictions for Composite Laminates by Explicit and Standard Finite Element Analysis Tools**
- **Camanho, Failure Criteria for Fibre-Reinforced Polymer Composites**
- **NASA/CR—2001-210974, Progressive Fracture of Composite Structures**
- **MSC Nastran Quick Reference Guide**

Further questions please contact:

Eng. Danilo Malacaria

Head of Research and Innovation

Engineering & R&D

e-mail: danilo.malacaria@demaspa.it