



Titolo

**LE PROCEDURE DI CASTEM 2000
PER L'ANALISI MECCANICA DI STRUTTURE
IN MATERIALE COMPOSITO LAMINATO**

A. Miliozzi Erg/Siec/Sistru

Descrittori

Compositi, Laminati, Meccanica, Castem 2000

Sommario

In questo documento viene presentato il lavoro relativo all'aggiornamento ed alla implementazione, nel sistema di calcolo agli elementi finiti Castem 2000, di un gruppo di procedure per l'effettuazione di calcoli lineari elastici e verifiche di resistenza su strutture costituite di materiali compositi laminati.

Tali procedure permettono in generale di gestire l'input dei dati del materiale, calcolare il campo degli spostamenti, quello delle deformazioni e quello delle tensioni ed , infine, di condurre delle verifiche di resistenza a rottura del materiale.


Note

Lavoro eseguito nell'ambito della commessa interna INN-NUMA/008/ERG-SIEC/009

3			NOME			
			FIRMA			
2			NOME			
			FIRMA			
1			NOME			
			FIRMA			
0	EMISSIONE-SOSTITUISCE		NOME	A. Miliozzi	F. Corsi	R. Tavoni
			FIRMA			
Rev	Descrizione	Data		Redazione	Convalida	Approvazione

INDICE

1. Introduzione	3
2. Gli operatori base.....	4
3. La tavola caratteristica dei compositi laminati.....	5
4. Le procedure.....	7
4.1 Procedura @LAREAD.....	8
4.2 Procedura @LALIST	10
4.3 Procedura @LAVIS.....	11
4.4 Procedura @LAKAPPA.....	12
4.5 Procedura @LAMAT.....	13
4.6 Procedura @LARIG.....	14
4.7 Procedura @LACALC.....	15
4.8 Procedura @LASIEP.....	16
4.9 Procedura @LAGRAPH.....	17
4.10 Procedura @LACRIT.....	18
4.11 Procedura @LAVERG.....	19
4.12 Procedura @LAFAIL.....	20
4.13 Procedura @LAMASS.....	22
5. Validazione delle procedure	23
5.1 Caso n. 1	23
5.2 Caso n. 2	24
5.3 Caso n. 3	25
5.4 Caso n. 4	26
5.5 Caso n. 5	27
5.6 Caso n. 6	28
5.7 Caso n. 7	29
5.8 Caso n. 8	38
Appendice 1 - Notice degli operatori base	40
Appendice 2 - Listati delle procedure	52
Appendice 3 - Listato dati Gibiane per le verifiche.....	72

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 3 di 82
--	--	---------------------------------	---

1. Introduzione

Effettuare una analisi meccanica su strutture o componenti realizzati con **materiali compositi laminati** è sempre un processo alquanto complesso, qualunque sia il codice di calcolo utilizzato.

La complessità risiede non solo nel tipo di calcolo da effettuare, nel quale sono impegnati materiali ortotropi od in generale anisotropi, ma anche e soprattutto sulla mole di dati che occorre fornire al codice stesso.

Quanto detto può risultare ancora più pesante in quei codici che si affidano a strutture più colloquiali ed aperte, nelle quali l'aspetto teorico passa in primo piano complicando perciò l'esecuzione delle analisi.

Castem 2000 è uno di questi codici.

Fortunatamente, si può approfittare del fatto che Castem 2000 possiede un linguaggio ad alto livello, con il quale si possono costruire "macro-istruzioni" dette **Procedure**, per facilitare la conduzione di una analisi meccanica con materiali compositi laminati.

In particolare, sono state realizzate una serie di procedure che permettono di condurre una analisi ed il relativo post-processamento dei dati, che va dal calcolo delle tensioni per ogni lamina alla verifica di uno dei criteri di rottura, dalla previsione di rottura per la prima lamina alla rottura completa del laminato.

Le procedure scritte permettono di realizzare le seguenti funzioni :

- Realizzazione di un Data Base caratteristico del laminato e la verifica dei dati contenuti ;
- Conduzione di un calcolo lineare elastico con valutazione degli spostamenti ;
- Calcolo delle tensioni e/o deformazione per ciascuna lamina ;
- Verifiche di rottura della lamina e/o del laminato.

Tutte le procedure fanno riferimento ad un **Data Base caratteristico**, che in Castem 2000 è realizzato tramite un oggetto di tipo *TABLE*. Tale Data Base può essere costruito manualmente all'interno del codice o rileggendo i dati registrati, con un opportuno formato, in un file.

Nel presente documento si troverà quindi la descrizione del Data Base caratteristico dei compositi laminati, la descrizione delle procedure realizzate nonché alcuni semplici tests di validazione delle procedure stesse.


2. Gli operatori base

Le “**Procedure**” in Castem 2000 sono delle macro-istruzioni costituite da una sequenza di istruzioni del linguaggio base del codice atte alla realizzazione di una determinato algoritmo o funzione.

Tali istruzioni fanno appello agli **operatori** ed alle **direttive** di base del codice di calcolo. Qui di seguito è riportata una lista non esaustiva degli operatori utilizzati per realizzare le procedure che verranno descritte nei paragrafi successivi.

<i>Operatore</i>	<i>Descrizione</i>
MODE	Permette la definizione del tipo di comportamento del materiale nonché la formulazioni agli elementi finiti da associare alla magliatura
MATE	Permette la definizione delle caratteristiche meccaniche del materiale
RIGI	Calcola la rigidezza propria della struttura o di parte di essa
RESOU	Risolve il sistema lineare $F=Ku$ calcolando il campo di spostamenti
EPSI	Calcola lo stato di deformazione a partire dal campo di spostamenti e dalle caratteristiche del materiale
SIGMA	Calcola lo stato di tensione a partire dal campo di spostamenti e dalle caratteristiche del materiale
RTENS	Ruota il campo di tensioni e/o di deformazioni secondo un nuovo sistema di riferimento od il sistema di riferimento ortotropo

In Appendice 1 è riportato un estratto della Notice di Castem 2000 relativa agli operatori sopra indicati.

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 5	di 82
--	--	---------------------------------	----------------------	---------------------

3. La tavola caratteristica dei compositi laminati

La tavola caratteristica dei compositi laminati è la tavola che costituisce il Data Base delle caratteristiche geometriche e meccaniche dei materiali compositi laminati da utilizzare nella fase di calcolo e verifica.

In tale tavola si suppone che il componente o la struttura sia suddiviso in zone. Ad ogni zona corrisponde una porzione della magliatura avente un proprio nome identificativo. Le varie zone sono differenziate dal fatto che variano alcuni dei dati principali : ad esempio, è differente il tipo di laminato impiegato oppure la direzione di riferimento per la stesura delle fibre o la normale allo shell che definisce l'impilamento delle lamine del laminato.

In conseguenza di ciò, il Data Base caratteristico è costituito da una tavola (TABLE) a 3 indici, che permettono di registrare per ogni zona le caratteristiche del laminato.

Se **tab1** è il nome assegnato alla tavola caratteristica, allora l'accesso ai dati in essa contenuti avviene secondo le seguenti modalità di puntamento :

tab1 . indice1


tab1 . indice1 . indice2

tab1 . indice1 . indice2 . indice3

I valori possibili per *indice1*, *indice2* ed *indice3* sono riassunti nella Tavola 1.

<i>Indice 1</i>	<i>Indice 2</i>	<i>Indice 3</i>	<i>Oggetto puntato</i>	<i>Descrizione</i>
TIPO			mot	tipo di calcolo : MLAY o OMOG
i (entier)			table	informazioni i-esima zona
	MAIL		maillage	supporto geometrico
	FELF		listmots	formulazione elementi finiti DKT o DST o COQ4 o COQ6 o COQ8
	METRIF		mot	metodo per la determinazione della direzione di riferimento DIRE oppure RADI
	DIRNOR		point	vettore direzione normale
	DIRRIF		point	vettore direzione di riferimento
	MOD1		modele	modello agli elementi finiti
	ii (entier)		table	informazioni ii-esima lamina
		EPA	flottant	spessore
		EXC	flottant	eccentricità
		ANG	flottant	angolo disposizione fibre in rapporto alla direzione di riferimento
		IDM	entier	indice identificativo del tipo di materiale
MCOL			table	informazioni sui materiali
	nn (entier)		table	informazioni sul nn-esimo materiale
		YG1	flottant	modulo di elasticità in direzione longitudinale
		YG2	flottant	modulo di elasticità in direzione trasversale
		G12	flottant	modulo di taglio
		G23	flottant	modulo di taglio
		G13	flottant	modulo di taglio
		NU12	flottant	modulo di Poisson
		ALP1	flottant	coefficiente dilatazione termica in direzione longitudinale
		ALP2	flottant	coefficiente dilatazione termica in direzione trasversale
		RHO	flottant	densità
		XTR	flottant	resistenza in trazione longitudinale
		XCO	flottant	resistenza in compressione longitudinale
		YTR	flottant	resistenza in trazione trasversale
		YCO	flottant	resistenza in compressione trasversale
		SSS	flottant	resistenza la taglio


Tavola 1 - Tavola caratteristica dei compositi laminati

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 7	di 82
--	--	---------------------------------	----------------------	---------------------

4. Le procedure

Nel presente paragrafo verranno descritte le procedure realizzate in Castem 2000 per l'analisi meccanica dei laminati compositi.

Le informazioni riportate sono le stesse reperibili attraverso la Notice del codice (operatore *INFO*).

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 8	di 82
--	--	---------------------------------	----------------------	---------------------

4.1 Procedura @LAREAD

Descrizione :

Questa procedura permette di completare una tavola caratteristica dei laminati compositi a partire dai dati contenuti in un file di struttura opportuna.

Sintassi :

@LAREAD TAB_LAM (NUNIT) (NOM_FILE) ;

In ingresso :

TAB_LAM Tavola caratteristica dei laminati compositi
con le informazioni seguenti:

TAB_LAM.TIPO : opzione di calcolo (Mot)
 MLAY o OMOG

TAB_LAM.I : informazioni sulla i-esima zona (Tavola)

TAB_LAM.I.MAIL : MAILLAGE

TAB_LAM.I.FELF : Tipo di elemento (ListMots)

TAB_LAM.I.METRIF : Metodo di riferimento (Mot)
 DIRE o RADII

TAB_LAM.I.DIRRIFF : Direzione di riferimento (Point)

TAB_LAM.I.DIRNOR : Direzione normale (Point)

NUNIT*ENTIER Numero unità dalla quale leggere i dati (Default 2)

NOM_FILE*MOT Nome del file sul quale si vuole effettuare la lettura (Opzionale)

In uscita :

TAB_LAM Tavola caratteristica dei laminati compositi

Note :

Per conoscere la struttura del file di dati occorre fare riferimento allo schema riportato nella pagina seguente.

Struttura del file per i laminati compositi**nmat***(nmat volte)*

yg1	yg2	nu12		
g12	g23	g13		
alp1	alp2	rho		
xtr	xco	ytr	yco	sss

nzon*(nzon volte)***nlam***(nlam volte)*


epa	exc	ang	idm	
------------	------------	------------	------------	--

Dove :

nmat : numero di materiali definiti

nzon : numero di zone definite

nlam : numero di lamine definite per singola zona

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 10	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

4.2 Procedura @LALIST

Descrizione :

Questa procedura produce una lista delle caratteristiche, zona per zona, del laminato composito contenute nella tavola di definizione.


Sintassi :

@LALIST TAB_COMP ;

In ingresso:

TAB_COMP tavola caratteristica dei laminati compositi

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 11	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

4.3 Procedura @LAVIS

Descrizione :

Questa procedura permette di mostrare la stratificazione delle lamine per una zona richiesta.


Sintassi :

@LAVIS TAB_LAM NUM_ZONA ;

In ingresso :

TAB_LAM	Tavola caratteristica dei laminati compositi
NUM_ZONA	Numero delle zone da mostrare.

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 12 di 82
--	--	---------------------------------	--

4.4 Procedura @LAKAPPA

Descrizione :

Questa procedura permette di modificare i moduli di taglio G13 e G23 in funzione del calcolo dei fattori correttivi della stratificazione delle lamine.


Sintassi :

@LAKAPPA TAB_LAM ;

In ingresso :

TAB_LAM Tavola caratteristica del laminato composito

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 13	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

4.5 Procedura @LAMAT

Descrizione :

Questa procedura permette di avere, secondo il tipo di omogeneizzazione richiesta:

- la matrice de Hooke omogeneizzata e le caratteristiche equivalenti
(se TAB_ZONA.'TIPO'='OMOG')
- gli oggetti di tipo MATERIAU relativi a ciascuna lamina eccentrica
(se TAB_ZONA.'TIPO'='MLAY')

Sintassi :

TAB_MAT = @LAMAT TAB_LAM NZONE ;

In ingresso


TAB_LAM Tavola delle caratteristiche del laminato

NZONE Numero della i-esima zona (Entier)

In uscita

TAB_MAT Tavola degli oggetti MATERIAU o MAHOOK e CHARACTER
per la i-esima zone (indice MAT et CAR).

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 14	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

4.6 Procedura @LARIG

Descrizione :

Questa procedura permette di calcolare la matrice di rigidezza del laminato relativo ad una zona sia nel caso di lamine eccentriche sia nel caso di laminati omogeneizzati.

Sintassi :

$$RIG1 = @LARIG TAB_MAT ;$$


In ingresso

TAB_MAT Tavola degli oggetti di tipo MATERIAU o MAHOOK e CHARACTER
(indice MAT e CAR)

In uscita

RIG1 Oggetto di tipo RIGIDITE per la zona considerata

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 15	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

4.7 Procedura @LACALC

Descrizione :

Questa procedura permette di effettuare un calcolo elastico statico su una magliatura composta da più zone in materiale composito laminato.

Sintassi :

$$DEP1 = @LACALC TAB_LAM CLIM FF (RIG2) ;$$


In ingresso:

TAB_LAM	Tavola caratteristica del laminato (TABLE)
CLIM	Condizioni ai limiti per la struttura (RIGIDITE)
FF	Forze (CHPOINT)
RIG2	Rigidezza addizionale per le parti della struttura che non sono composte da laminati (Opzionale) (RIGIDITE)

In uscita:

DEP1	Campo di spostamenti (CHPOINT)
------	--------------------------------

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 16	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

4.8 Procedura @LASIEP

Descrizione :

Questa procedura permette di calcolare strato per strato le tensioni e le deformazioni per una zona data e le riporta nel sistema di riferimento ortotropo.

Sintassi :

$$TAB_SIEP = @LASIEP TAB_LAM NZON DEP1 (MOT1) ;$$


In ingresso:

TAB_LAM Tavola caratteristica del laminato
NZON Numero della i-esima zona (Entier)
DEP1 Campo degli spostamenti
MOT1 Parola chiave con la quale si possono richiedere i campi
di tensione e di deformazione insieme o separati.
Questa è opzionale e può valere :
 'ALL' : per entrambi (Default)
 'SIG' : per le sole tensioni
 'EPS' : per le sole deformazioni

In uscita:

TAB_SIEP Tavola con i campi di tensioni e di deformazioni

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 17	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

4.9 Procedura @LAGRAPH

Descrizione :

Questa procedura permette di visualizzare la variazione delle tensioni attraverso lo spessore in un punto richiesto.

Sintassi :

TSIG = @LAGRAPH TAB_LAM DEPL1 NZON VET1 P0 ;


In ingresso:

TAB_LAM	Tavola caratteristica del laminato
DEPL1	Campo degli spostamenti
NZON	Numero della zona richiesta
VET1	Direzione di orientazione del campo delle tensioni
P0	Punto per il quale si vuole visualizzare le tensioni

In uscita:

TSIG	Tavola delle tensioni
------	-----------------------

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	18	82

4.10 Procedura @LACRIT

Descrizione :

Questa procedura permette di effettuare un calcolo strato per strato ed elemento per elemento del "failure rate" relativo ad uno dei criteri seguenti:

MAXSTRESS	Maximum Stress
MAXSTRAIN	Maximum Strain
TSAI-WU	Tsai-Wu
TSAI-HILL	Tsai-Hill
HOFFMANN	Hoffmann

Sintassi :

TAB_CRIT = @LACRIT TAB_LAM NZON TAB_SIEP FM MOT_CRIT ;


In ingresso:

TAB_LAM	Tavola caratteristica (TABLE)
NZON	Numero della i-esima zona
TAB_SIEP	Tavola delle tensioni e delle deformazioni (TABLE)
FM	Fattore Moltiplicativo delle tensioni o delle deformazioni (FLOTTANT)
MOT_CRIT	Parola chiave per selezionare i criteri di rottura (MOT)

In uscita:

TAB_CRIT Tavola dei "failure rates" (TABLE)

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 19	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

4.11 Procedura @LAVERG

Descrizione :

Questa procedura permette di effettuare una verifica grafica del "failure rate" relativo ad uno dei criteri di rottura.

Sintassi :

@LAVERG TAB_CRIT NPLY OEIL1 ;

In ingresso:

TAB_CRIT Tavola dei "failure rates" lamina per lamina
(Vedere la procedura LACRIT)
NPLY Numero della lamina che si vuole verificare
OEIL1 Punto di vista (POINT)

Note :

4.12 Procedura @LAFAIL

Descrizione :

Questa procedura permette di verificare la resistenza limite di un laminato attraverso l'annullamento delle proprietà elastiche delle lamine che arrivano a rottura.

Sintassi :

@LAFAIL TAB_LAM TAB_FAIL ;

con :


TAB_LAM Tavola caratteristica del laminato

TAB_FAIL Tavola caratteristica per condurre un calcolo di resistenza di un laminato.
La Tavola contiene in ingresso:


Indice	Descrizione
'SOUSTYPE'	MOT di valore 'LAMINATE_FAIL'
'TYP_FAIL'	MOT per identificare il tipo di verifica che vogliamo effettuare. Questa può valere : 'FPF' : First Ply Failure (Default) 'LPF' : Last Ply Failure
'ITERMAX'	ENTIER numero massimo di iterazioni per convergere. (Default 10)
'PREC'	FLOTTANT indica il valore della precisione di convergenza. (Default 1.e-2)
'CLIM'	Oggetto RIGIDITE delle condizioni ai limiti
'CHARG'	Oggetto CHPOINT del caricamento
'RIG2'	Oggetto RIGIDITE per una rigidità addizionale a quella del laminato (Opzionale)

et en uscita:

'FMF'	Fattore moltiplicativo del carico per il First Ply Failure
'NPF'	Indice della prima lamina rotta
'NZF'	Indice della zona alla quale appartiene la prima lamina rotta
'FML'	Fattore moltiplicativo del carico per il Last Ply Failure

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 21	di 82
--	--	-----------------------------	-------------------	-----------------

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 22	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

4.13 Procedura @LAMASS

Descrizione :

Questa procedura calcola la matrice di massa di un laminato composito.

Sintassi :

$$MAS1 = @LAMASS TAB_LAM ;$$


In ingresso

TAB_LAM Tavola caratteristica del laminato composito

In uscita

MAS1 Risultato di tipo RIGIDITE e di sotto-tipo MASSE.

Note :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	23	82

5. Validazione delle procedure

5.1 Caso n. 1

Titolo :

Cilindro composito a 2 strati

Descrizione :

Un cilindro di raggio 1.05 ed altezza 1., bloccato alla sua base per lo spostamento secondo l'asse Z, è sottoposto ad una pressione interna pari a 100. Il materiale è composto da due lamine di spessore 0.05 e con le fibre disposte a +45° e -45° le cui caratteristiche meccaniche sono :

$$E1=7.E6 ; E2=1.3E6 ; \nu 12=0.28 ; G12=5.E5$$

Il tipo di elemento utilizzato è : DKT.

Obiettivo :


Lo spostamento radiale di un nodo della base è confrontato con quello analitico : 1.3776E-4.

Procedure verificate :

@laread, @lalist, @lavis, @lamat, @larig, @lalc

Risultati :

	Analitico	Calcolato	Errore %
Spostamento Radiale	1.37762E-4	1.37767E-4	0.00363

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	24	82

5.2 Caso n. 2

Titolo :

Piastra in composito a 2 strati

Descrizione :

Una piastra quadrata di lato 254. in materiale composito a 2 lamine è appoggiata lungo tutta la sua periferia. Una pressione ripartita pari a 0.6894 è applicata su tutta la piastra. Le lamine, disposte a +45° e -45°, hanno le seguenti proprietà meccaniche :

$$E1=276.E3 ; E2=6.9E3 ; \nu12=0.25 ; G12=3.4E3$$

Il tipo di elemento utilizzato è : DKT.

Obiettivo :


Lo spostamento verticale del punto centrale della piastra è confrontato con il risultato teorico: 23.25.

Procedure verificate :

@laread, @lalist, @lavis, @lamat, @larig, @lacalc

Risultati :

	Analitico	Calcolato	Errore %
Spostamento Verticale	23.25	23.13	0.53

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	25	82

5.3 Caso n. 3

Titolo :

Piastra sandwich

Descrizione :

Una piastra quadrata di lato $a=10$, in materiale composito laminato con 3 strati a (0, 0, 0) di spessore 0.1 per le pelli e 0.8 per lo strato centrale, è sottoposta ad una pressione uniforme unitaria.

Le caratteristiche dei materiali sono le seguenti :

Per le pelli : $E1=3.4156$; $E2=1.793$; $\nu12=0.44$; $G12=1.$; $G23=0.608$; $G13=1.015$

Per lo strato centrale : $E1=0.34156$; $E2=0.1793$; $\nu12=0.44$; $G12=0.1$; $G23=0.0608$; $G13=0.1015$

I tipi di elemento utilizzati sono : DKT e DST.

Obiettivo :

Il valore della freccia nel punto centrale viene confrontato con il valore teorico.

Procedure verificate :

@lakappa


Risultati :

	DKT	DST	DST con CT
Wc calcolato	31.394	31.475	42.731
Wc teorico	31.24	31.465	41.92
Errore %	0.49	0.03	1.93

	k13	k23
calcolato	0.3525	0.3525
teorico	0.3521	0.3521
Errore %	0.11	0.11

Riferimento :

Batoz, Dhott - *Modelisation des structures par elements finis* - Hermes

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	26	82

5.4 Caso n. 4

Titolo :

Piastra a 4 lamine (0,90)s ed L/h=10

Descrizione :

Una piastra quadrata semplicemente appoggiata di lato $a=10$ in e spessore $h=1$ in è composta di 4 lamine di uguale spessore disposte a (0,90)s . La piastra è soggetta ad una pressione uniforme di 1 psi. Le proprietà del materiale sono :

$E1=25E6$ psi, $E2=1E6$ psi, $G12=G23=0.5E6$ psi, $G13=0.2E6$ psi e $\nu12=0.25$.

Sono stati utilizzati tutti gli elementi a disposizione : DKT, DST, COQ4, COQ6 e COQ8.

Obiettivo :

Viene calcolata e confrontata la deflessione al centro della piastra.

Procedure verificate :

@laread,@lacalc

Risultati :

Elemento	Deflessione centrale		
	teorica	calcolata	errore %
dkt	1.025E-04	6.810E-5	33.5
dst	1.025E-04	8.192E-5	20.1
coq4	1.025E-04	1.025E-04	0.02
coq6	1.025E-04	1.025E-04	0.01
coq8	1.025E-04	1.025E-04	0.01

5.5 Caso n. 5**Titolo :**

Piastra a 4 lamine (45,-45)s ed L/h=10

Descrizione :

Una piastra quadrata semplicemente appoggiata di lato $a=10$ in e spessore $h=1$ in è composta di 4 lamine di uguale spessore disposte a (45.-45)s . La piastra è soggetta ad una pressione uniforme di 1 psi. Le proprietà del materiale sono :

$E1=25E6$ psi, $E2=1E6$ psi, $G12=G13=0.5E6$ psi, $G23=0.2E6$ psi e $\nu12=0.25$.

Sono stati utilizzati tutti gli elementi a disposizione : DKT, DST, COQ4, COQ6 e COQ8.

Obiettivo :

Viene calcolata e confrontata la deflessione al centro della piastra ed il momento attorno all'asse x..


Procedure verificate :

@laread, @lacalc, @lasiep

Risultati :

Elemento	Deflessione centrale		
	teorica	calcolata	errore %
dkd	7.0599E-5	4.6861E-5	33.6
dst	7.0599E-5	5.3142E-5	24.7
coq4	7.0599E-5	7.4869E-5	6.04
coq6	7.0599E-5	7.5136E-5	6.42
coq8	7.0599E-5	7.5099E-5	6.37

Elemento	Momento x		
	teorica	calcolata	errore %
dkd	3.8775	4.1433	6.85
dst	3.8775	4.1581	7.23
coq4	3.8775	3.8886	0.28
coq6	3.8775	3.5525	8.38
coq8	3.8775	3.5437	8.60

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	28	82

5.6 Caso n. 6

Titolo :

Piastra a 4 lamine (45,-45)s ed L/h=100

Descrizione :

Una piastra quadrata semplicemente appoggiata di lato $a=100$ in e spessore $h=1$ in è composta di 4 lamine di uguale spessore disposte a (45.-45)s . La piastra è soggetta ad una pressione uniforme di 1 psi. Le proprietà del materiale sono :

$E1=25E6$ psi, $E2=1E6$ psi, $G12=G13=0.5E6$ psi, $G23=0.2E6$ psi e $\nu12=0.25$.

Sono stati utilizzati tutti gli elementi a disposizione : DKT, DST, COQ4, COQ6 e COQ8.

Obiettivo :

Viene calcolata e confrontata la deflessione al centro della piastra ed il momento attorno all'asse x..


Procedure verificate :

@laread, @lacalc, @lasiep

Risultati :

Elemento	Deflessione centrale		
	teorica	calcolata	errore %
dkd	4.752E-01	4.686E-01	1.38
dst	4.752E-01	4.699E-01	1.11
coq4	4.752E-01	4.729E-01	0.47
coq6	4.752E-01	4.749E-01	0.05
coq8	4.752E-01	4.757E-01	0.11

Elemento	Momento x		
	teorica	calcolata	errore %
dkd	418.78	414.33	1.06
dst	418.78	414.59	1.00
coq4	418.78	411.77	1.67
coq6	418.78	380.29	9.19
coq8	418.78	380.29	9.19

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 29	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

5.7 Caso n. 7

Titolo :

Test di rottura per la singola lamina

Descrizione :

Una lamina quadrata di lato $l=100\text{in}$ e spessore $t=1\text{in}$, le cui fibre sono disposte ad un angolo θ rispetto alla direzione di carico, è soggetta ad un carico di trazione crescente fino alla rottura. Le sue caratteristiche meccaniche, espresse in psi, sono le seguenti :

$E1=7.8E6$, $E2=2.6E6$, $G12=1.3E6$, $\nu12=0.25$

$Xt=150.E3$, $Xc=150.E3$, $Yt=4.E3$, $Yc=20.E3$, $S=6.E3$

Il tipo di elemento utilizzato è il DKT.

Obiettivo :

Si vuole valutare la resistenza della lamina al variare dell'angolo θ e confrontare i risultati ottenuti con quelli sperimentali.

Procedure verificate :

@lacrit, @lafail

Risultati :

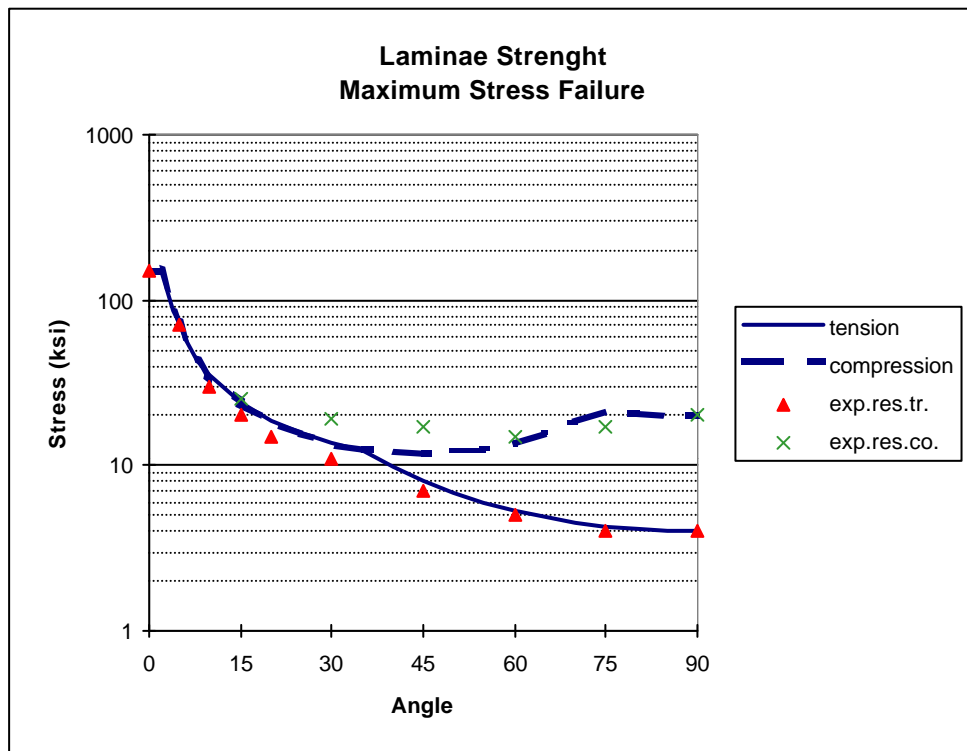
I risultati ottenuti sono riportati nelle pagine seguenti.

Riferimento :

R. M. Jones - *Mechanics of composite materials*

Maxstress

angolo	Castem		exp. result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150	150	150	
2	150.18	150.18		
4	86.224	86.224		
5	71.9705	71.9705	70	
6	57.717	57.717		
8	43.535	43.535		
10	35.086	35.086	30	
15	24	24	20	25
20	18.669	18.669	15	
25	15.665	15.665		
30	13.856	13.856	11	19
35	12.158	12.77		
40	9.6811	12.185		
45	8	12	7	17
50	6.8164	12.185		
55	5.9612	12.77		
60	5.3333	13.856	5	15
65	4.8698	15.665		
70	4.5299	18.669		
75	4.2872	21.436	4	17
80	4.1244	20.622		
85	4.0306	20.153		
90	4	20	4	20





**Divisione Sistemi
Energetici Ecosostenibili**

Sigla di identificazione

CT-SBE-00003

Distrib.

L

Pag.

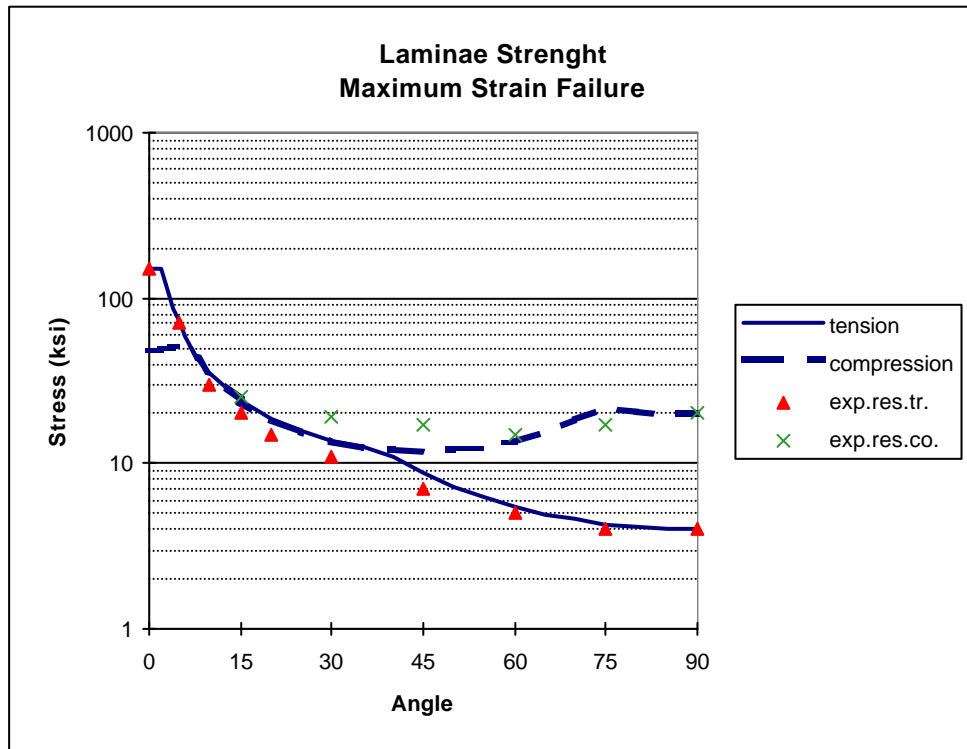
31

di

82

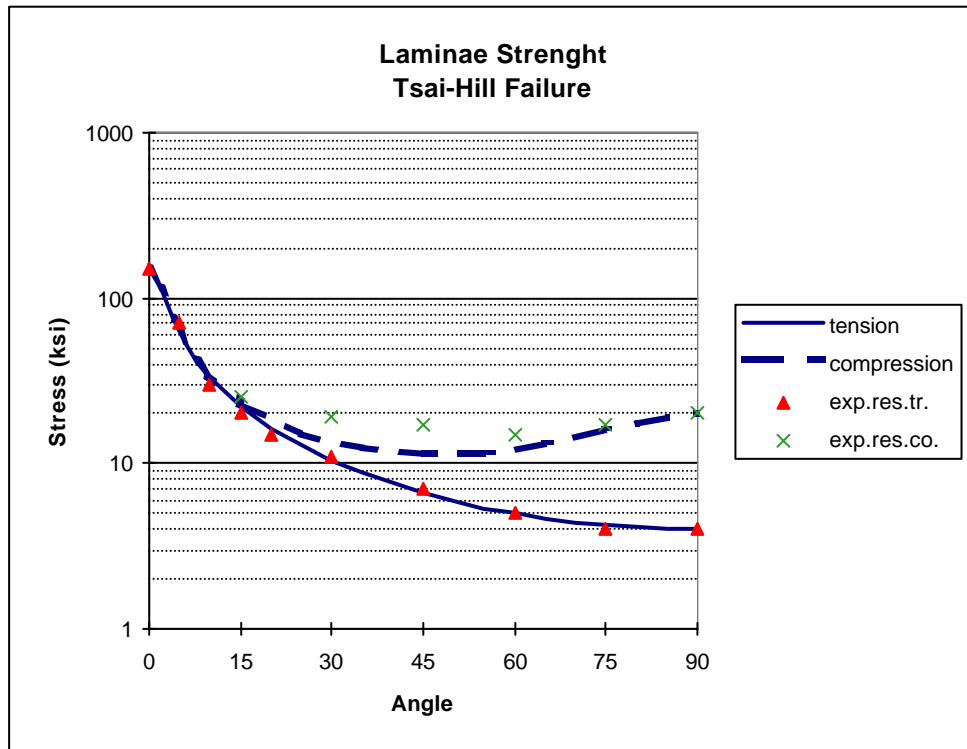
Maxstrain

angolo	Castem		exp. result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150	48	150	
2	150.23	48.772		
4	86.224	51.241		
5	71.9705	53.594	70	
6	57.717	55.947		
8	43.535	43.535		
10	35.086	35.086	30	
15	24	24	20	25
20	18.669	18.669	15	
25	15.665	15.665		
30	13.856	13.856	11	19
35	12.77	12.77		
40	10.981	12.185		
45	8.7273	12	7	17
50	7.2412	12.185		
55	6.2151	12.77		
60	5.4857	13.856	5	15
65	4.9596	15.665		
70	4.5805	18.669		
75	4.313	21.565	4	17
80	4.1351	20.675		
85	4.0332	20.166		
90	4	20	4	20



Tsai-Hill

angolo	Castem		exp. result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150.32	150.32	150	
2	113.13	113.2		
4	74.55	74.846		
5	63.9425	64.364	70	
6	53.335	53.882		
8	41.061	41.862		
10	33.199	34.253	30	
15	22.024	23.597	20	25
20	16.317	18.452	15	
25	12.793	15.393		
30	10.462	13.602	11	19
35	8.8283	12.473		
40	7.5869	11.804		
45	6.6588	11.487	7	17
50	5.9499	11.469		
55	5.3867	11.733		
60	4.9696	12.288	5	15
65	4.6459	13.157		
70	4.3995	14.366		
75	4.2186	15.99	4	17
80	4.0948	17.774		
85	4.0226	19.332		
90	3.9989	19.978	4	20





**Divisione Sistemi
Energetici Ecosostenibili**

Sigla di identificazione

CT-SBE-00003

Distrib.

L

Pag.

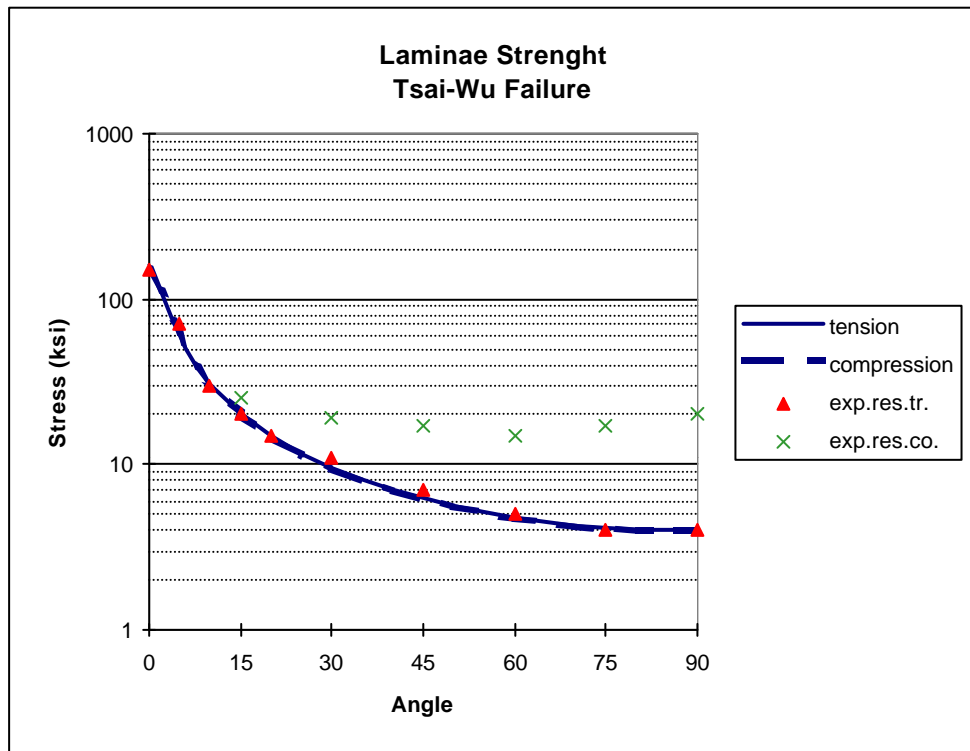
34

di

82

Tsai-Wu

angolo	Castem		exp. Result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150.32	150.32	150	
2	111.86	111.86		
4	72.605	72.604		
5	61.884	61.8835	70	
6	51.163	51.163		
8	38.902	38.901		
10	31.099	31.099	30	
15	20.152	20.152	20	25
20	14.769	14.769	15	
25	11.528	11.528		
30	9.4612	9.4612	11	19
35	8.0194	8.0194		
40	7.0002	7.0002		
45	6.2083	6.2083	7	17
50	5.6124	5.6124		
55	5.1564	5.1565		
60	4.767	4.7669	5	15
65	4.5108	4.5108		
70	4.3144	4.3143		
75	4.1693	4.1693	4	17
80	4.0697	4.0697		
85	4.0115	4.0115		
90	3.9923	3.9923	4	20





**Divisione Sistemi
Energetici Ecosostenibili**

Sigla di identificazione

CT-SBE-00003

Distrib.

L

Pag.

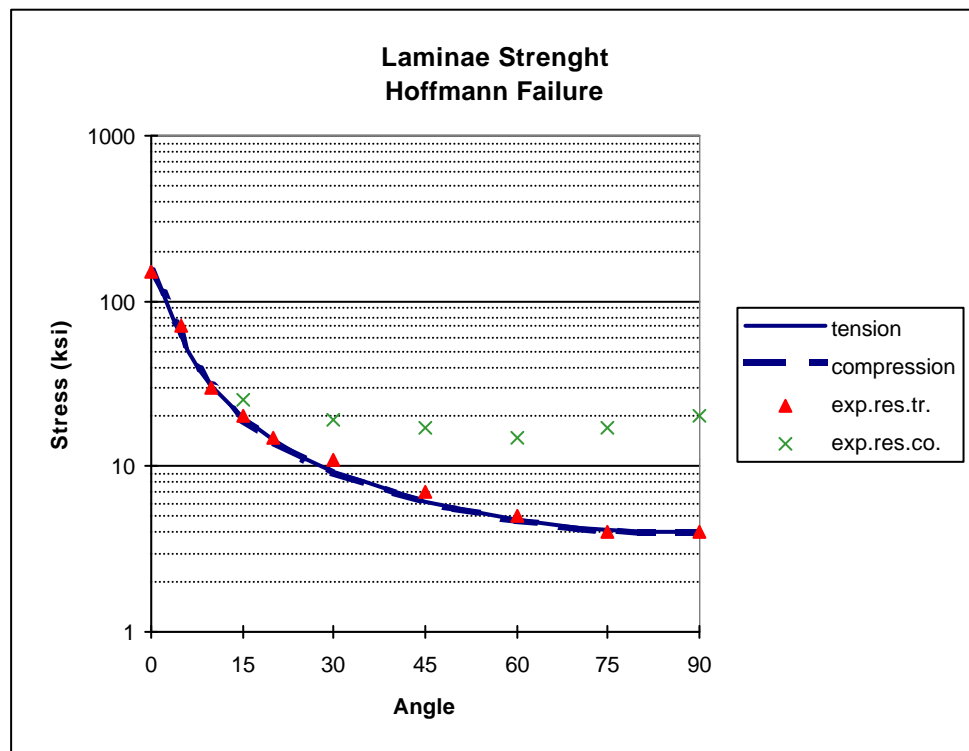
36


di

82

Hoffmann

angolo	Castem		exp. result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150.32	150.32	150	
2	111.25	111.24		
4	71.923	71.922		
5	61.2715	61.2705	70	
6	50.62	50.619		
8	38.483	38.483		
10	30.77	30.771	30	
15	19.942	19.942	20	25
20	14.629	14.629	15	
25	11.427	11.427		
30	9.3885	9.3885	11	19
35	7.9656	7.9656		
40	6.9613	6.9614		
45	6.1789	6.1789	7	17
50	5.5904	5.5904		
55	5.1404	5.1404		
60	4.7938	4.7938	5	15
65	4.5027	4.5027		
70	4.3094	4.3094		
75	4.1666	4.1666	4	17
80	4.0685	4.0685		
85	4.0112	4.0112		
90	3.9923	3.9923	4	20



 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione CT-SBE-00003	Distrib. L	Pag. 38	di 82
--	--	---------------------------------	-----------------------	---------------------

5.8 Caso n. 8

Titolo :

Test di rottura per un laminato simmetrico a 3 lamine

Descrizione :

Un laminato quadrato di lato $l=100\text{in}$ e spessore $t=3\text{in}$ costituito da tre lamine, le cui fibre sono disposte ad un angolo $(+\theta, -\theta, +\theta)$ rispetto alla direzione di carico, è soggetto ad un carico di trazione crescente fino alla rottura. Le caratteristiche meccaniche delle singole lamine, espresse in psi, sono le seguenti :

$E1=7.8E6$, $E2=2.6E6$, $G12=1.3E6$, $\nu12=0.25$

$Xt=150.E3$, $Xc=150.E3$, $Yt=4.E3$, $Yc=20.E3$, $S=6.E3$

Il tipo di elemento utilizzato è il DKT.

Obiettivo :

Si vuole valutare la resistenza del laminato al variare dell'angolo θ e confrontare i risultati ottenuti con quelli sperimentali.

Procedure verificate :

@lacrit, @lafail

Risultati :

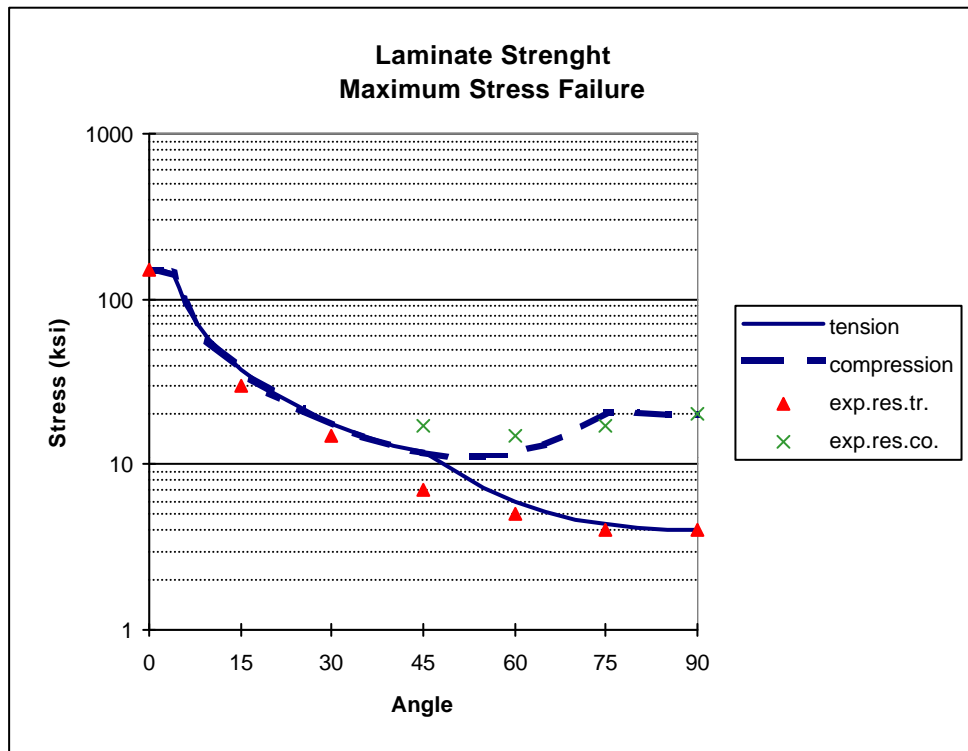
I risultati ottenuti sono riportati nelle pagine seguenti.

Riferimento :

R. M. Jones - *Mechanics of composite materials*

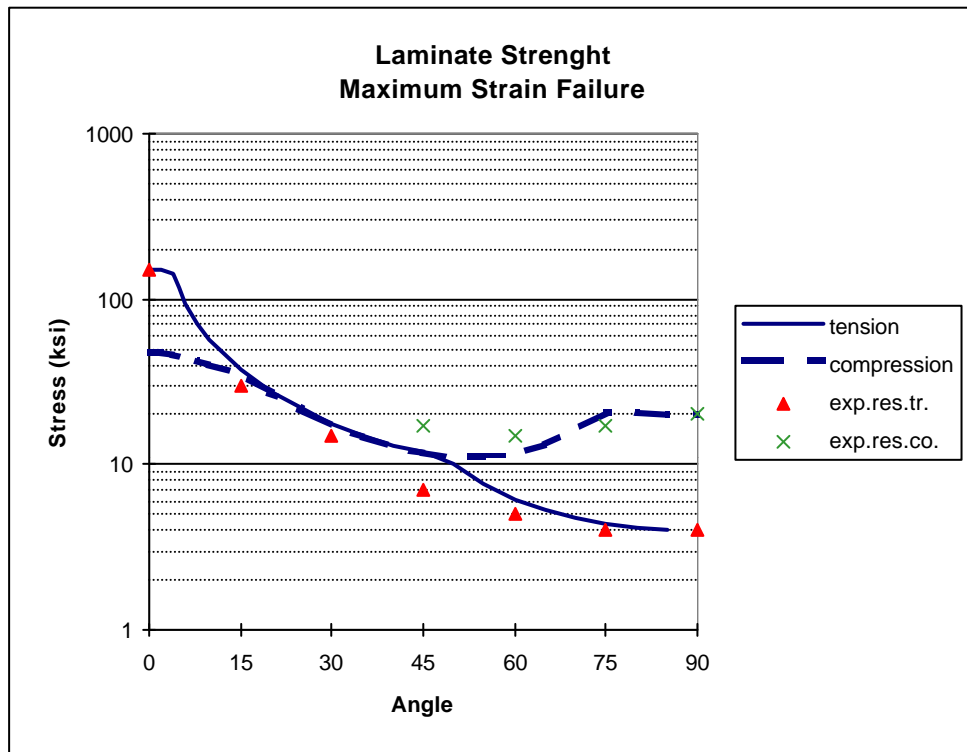
Maxstress

angolo	Castem		exp. result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150	150	150	
2	149.73	149.73		
4	140.83	140.83		
5	117.422	117.422		
6	94.014	94.014		
8	70.607	70.607		
10	56.536	56.536		
15	37.591	37.591	30	
20	27.829	27.829		
25	21.769	21.769		
30	17.691	17.691	15	
35	14.904	14.904		
40	13.071	13.071		
45	12	12	7	17
50	9.1839	11.303		
55	7.1785	11.314		
60	5.9446	12.011	5	15
65	5.1646	13.52		
70	4.6635	16.22		
75	4.342	21.096	4	17
80	4.143	20.715		
85	4.0345	20.173		
90	4	20	4	20



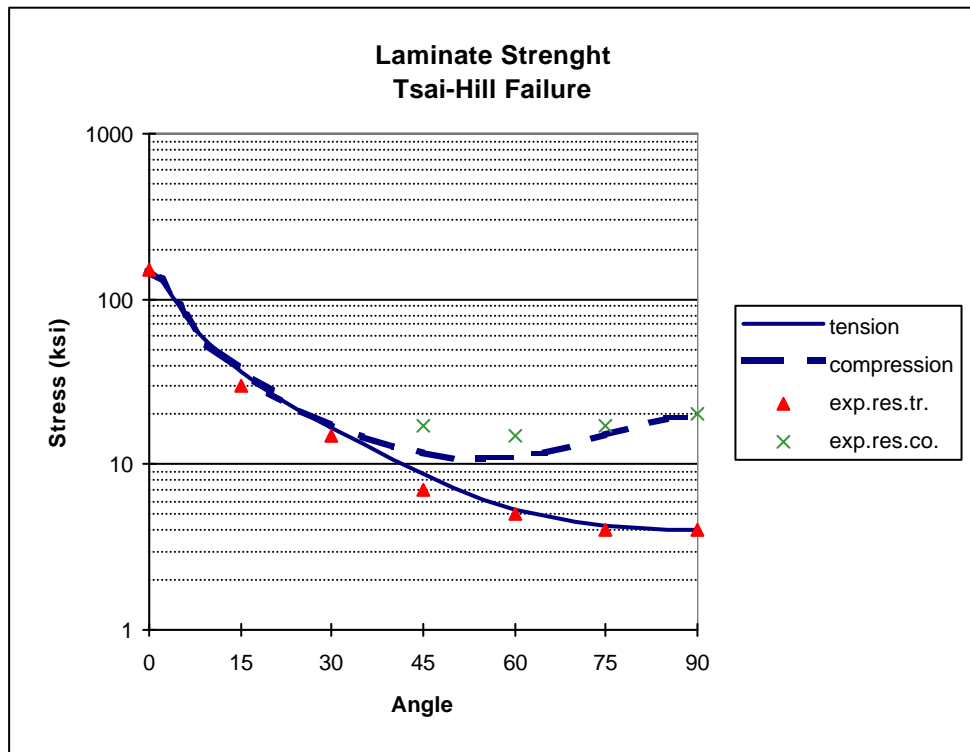
Maxstrain

angolo	Castem		exp. result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150	48	150	
2	149.71	47.613		
4	140.83	46.517		
5	117.422	45.6985		
6	94.014	44.88		
8	70.607	42.924		
10	56.536	40.871		
15	37.591	36.436	30	
20	27.829	27.829		
25	21.769	21.769		
30	17.691	17.691	15	
35	14.904	14.904		
40	13.071	13.071		
45	12	12	7	17
50	10.188	11.303		
55	7.6402	11.314		
60	6.1731	12.011	5	15
65	5.282	13.52		
70	4.7235	16.22		
75	4.3708	21.096	4	17
80	4.1545	20.773		
85	4.0372	20.186		
90	4	20	4	20



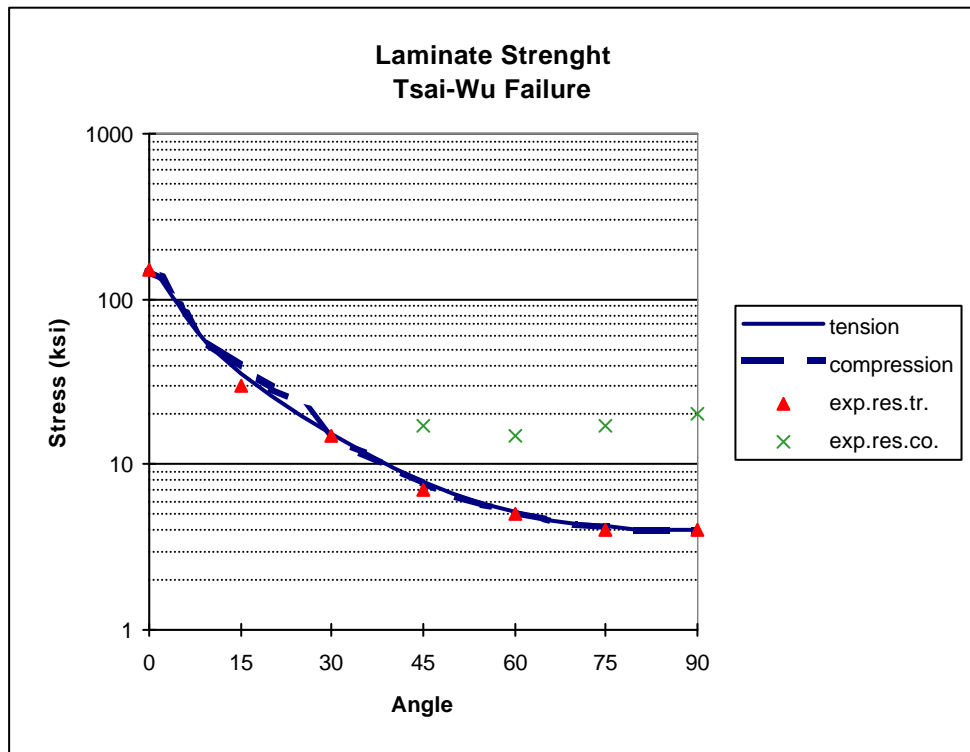
Tsai-Hill

angolo	Castem		exp. result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150.02	150.02	150	
2	132.16	132.16		
4	102.79	102.81		
5	91.2165	91.2495		
6	79.643	79.689		
8	63.946	64.022		
10	53.097	53.206		
15	36.362	36.557	30	
20	27.062	27.392		
25	20.917	21.47		
30	16.589	17.545	15	
35	13.313	14.785		
40	10.67	12.974		
45	8.6748	11.804	7	17
50	7.1818	11.058		
55	6.1258	10.876		
60	5.3767	11.228	5	15
65	4.8398	12.082		
70	4.4908	13.45		
75	4.2559	15.184	4	17
80	4.1062	17.281		
85	4.0231	19.154		
90	3.9965	19.943	4	20



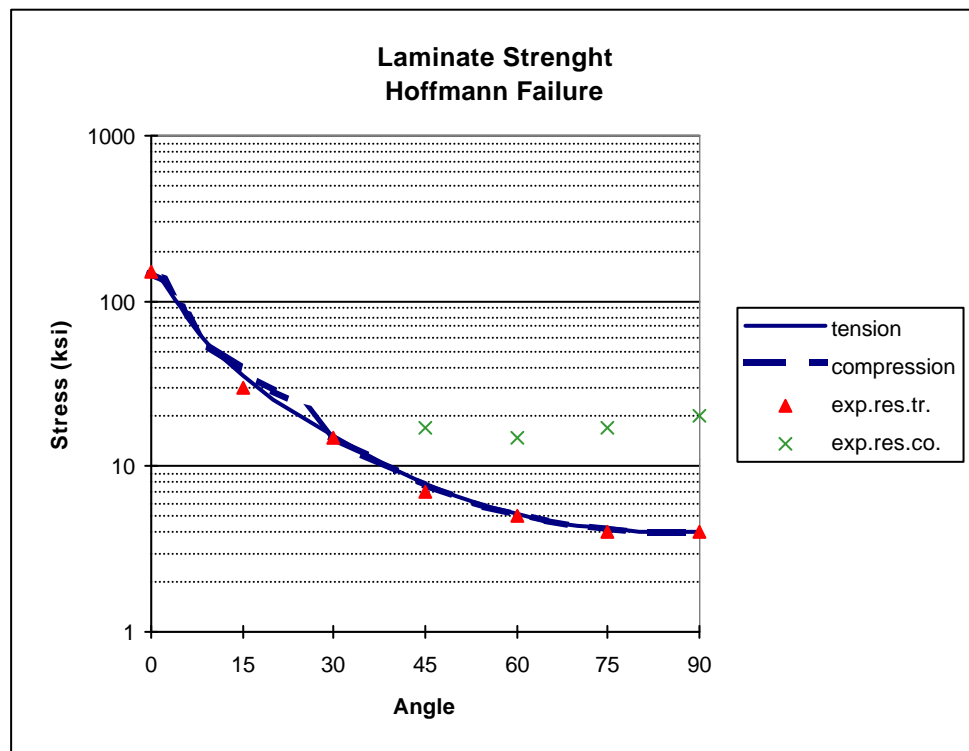
Tsai-Wu


angolo	Castem		exp. result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150.02	150.02	150	
2	132.21	133.26		
4	101.85	103.77		
5	90.326	92.6605		
6	78.802	81.551		
8	63.028	65.656		
10	51.962	54.445		
15	35.144	38.271	30	
20	25.758	29.309		
25	19.7	23.779		
30	15.23	15.22	15	
35	11.976	11.994		
40	9.5715	9.5897		
45	7.8572	7.8476	7	17
50	6.6407	6.6166		
55	5.7462	5.7506		
60	5.1284	5.1293	5	15
65	4.6689	4.7023		
70	4.391	4.3887		
75	4.2023	4.2015	4	17
80	4.0813	4.0811		
85	4.014	4.0139		
90	3.9923	3.9923	4	20



Hoffmann

angolo	Castem		exp. result	
	trazione	compres.	trazione	compres.
0	150.02	150.02	150	
2	132.05	133.11		
4	101.55	103.44		
5	90.021	92.3565		
6	78.492	81.273		
8	62.753	65.367		
10	51.724	54.425		
15	34.968	38.056	30	
20	25.617	29.123		
25	19.587	23.608		
30	15.134	15.124	15	
35	11.898	11.917		
40	9.51	9.5291		
45	7.8124	7.8023	7	17
50	6.6099	6.5848		
55	5.7246	5.7293		
60	5.114	5.115	5	15
65	4.6591	4.6932		
70	4.3853	4.383		
75	4.1993	4.1985	4	17
80	4.0801	4.0798		
85	4.0136	4.0136		
90	3.9923	3.9923	4	20



 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	45	82

Le comportement linéaire doit d'abord être défini, puis le comportement non linéaire, le cas échéant, selon les directives ci-dessous. Par exemple, les données suivantes :

ELASTIQUE ISOTROPE PLASTIQUE ISOTROPE

correspondent à un matériau dont le comportement linéaire est élastique isotrope et dont le comportement non linéaire est plastique selon un modèle de Von Mises à écrouissage isotrope.

- Comportements linéaires :

```
* 'ELASTIQUE' | ('ISOTROPE')      (option par défaut)
                | 'ORTHOTROPE'
                | 'ANISOTROPE'
                | 'UNIDIRECTIONNEL'
                | 'HOMOGENEISE'
                | 'SECTION'
```

Le cas SECTION est utilisable pour les poutres de Timoschenko et permet de décrire le comportement linéaire et non linéaire d'une section droite.

| Nom des matériaux en THERMIQUE |

```
| ('ISOTROPE')
| 'ORTHOTROPE'
| 'ANISOTROPE'
```


Remarque :

Les noms de formulation et de comportement de matériau doivent être donnés en toutes lettres.

Les tableaux qui suivent indiquent, pour chaque formulation, quels sont les éléments finis disponibles, associés à un support géométrique donné, le(s) degré(s) de leurs fonctions d'interpolation, les options de calcul dans lesquelles ils sont utilisables (voir OPTI) ainsi que les inconnues nodales correspondantes.

Éléments finis en formulation THERMIQUE						
Support géométrique	Elément fini	Description	Degré	Option de calcul	Inconnues nodales	

SEG2	BARR	barre	1	PLAN TRID	T T	
	COQ2	coque mince variation parabolique dans l'épaisseur	1	PLAN AXIS	T TSUP TINF T TSUP TINF	
TRI3		(TRI3)	triangle à 3 noeuds massif	1	PLAN AXIS	T T
	COQ3	coque mince variation	1	TRID	T TSUP TINF	

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	46	82

		parabolique dans l'épaisseur			
QUA4	(QUA4)	quadrangle à 4 noeuds massif	1	PLAN AXIS	T T
	COQ4	coque mince variation parabolique dans l'épaisseur	1	TRID	T TSUP TINF
TRI6	(TRI6)	triangle à 6 noeuds massif	2	PLAN AXIS	T T
	COQ6	coque épaisse variation parabolique dans l'épaisseur	2	TRID	T TSUP TINF
QUA8	(QUA8)	quadrangle à 8 noeuds massif	2	PLAN AXIS	T T
	COQ8	coque épaisse variation parabolique dans l'épaisseur	2	TRID	T TSUP TINF

Remarque : Correspondance entre les inconnues nodales et leurs duales

Inconnue : UX UY UZ UT RX RY RZ RT RR P PI T TSUP TINF LX TH
 Duale : FX FY FZ FT MX MY MZ MT MR FP FPI Q QSUP QINF FLX FLUX

Les inconnues nodales liés aux déformations planes généralisées (UZ,RX,RY) et leurs duales (FZ,MX,MY) sont supportées par le point défini lors de l'option MODE PLAN GENE.

Operatore MATERIAU

DATE 95/12/28

Opérateur MATE


Voir aussi : MODE CARA

ACIER
IDENTI
PROPAG
TRACTUFI

Objet :

L'opérateur MATE (MATERIAU) crée un champ de propriétés matérielles et/ou géométriques. Pour les éléments qui nécessitent des propriétés matérielles et géométriques, on peut soit les introduire toutes à la fois par MATE, soit introduire les propriétés matérielles par MATE et les propriétés géométriques par CARA puis fusionner les deux champs ainsi obtenus par ET.

Dans ce qui suit, on décrit d'abord les propriétés matérielles puis les propriétés géométriques.

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	47	82

```
*****
*                               *
* PROPRIETES MATERIELLES      *
*                               *
*****
```

Les propriétés d'orthotropie et d'anisotropie sont données dans des repères qui dépendent des éléments coques ou massifs et qui sont définis comme suit :

Repères d'orthotropie pour éléments coques

Il existe deux syntaxes de description des propriétés matérielles, selon que le matériau est isotrope ou non.

| 2-ème syntaxe : Matériaux ORTHOTROPES , ANISOTROPES ,
UNIDIRECTIONNELS et SECTION

```
MAT1 = MATE MODL1 | 'DIRECTION' P1 (P2) | | ('PARALLELE') |
..                | | 'PERPENDICULAIRE' |
..                | 'RADIAL' P1 (P2) | | 'INCLINE' FLOT1 (P3) |
... NOMCi VALi ... ;
```

Commentaire :

```
-----
MODL1 : Objet modèle (type MMODEL)
NOMCi : nom du ième paramètre (type MOT)
VALi : valeur(s) du ième paramètre (types ENTIER, FLOTTANT,
MCHAML ou EVOLUTION)
MAT1 : objet contenant les caractéristiques du matériau (type
MCHAML, sous-type CARACTERISTIQUES)
```

Les repères d'orthotropie sont définis par la donnée de la première direction d'orthotropie .On commence par définir un premier vecteur VEC1 par :

'DIRECTION' : on projette la direction P1 (type POINT) sur le plan tangent à la coque, ce qui donne un vecteur VEC1.

'RADIAL' : équivaut à "DIRECTION (PT - P1)", PT étant un point courant de la coque (direction variable en fonction du point de l'élément).


puis on spécifie la première direction d'orthotropie par :

'PARALLELE' : VEC1 est alors la première direction d'orthotropie

'PERPENDICULAIRE': La première direction d'orthotropie est alors perpendiculaire à VEC1

'INCLINE' : La première direction d'orthotropie fait un angle FLOT1 (type FLOTTANT) avec la direction

VEC

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	48	82

normale
obligatoire

P3 (type POINT) donne la direction de la
extérieure à la coque. Ce vecteur est
en 3D.

Par exemple, dans le cas d'une coque cylindrique, on écrira
'DIRECTION' P1, P1 étant dirigé selon l'axe du cylindre, puis
'PARALLELE' si la première direction d'orthotropie est selon
l'axe,
'PERPENDICULAIRE' si elle est perpendiculaire à l'axe, ou
'INCLINE'
FLOT1 si elle est en hélice le long du cylindre.

Remarque 1 :

La direction P2 n'est pas utilisée dans le cas des éléments
coques.

Remarque 2 :

Pour les éléments joints 3D élastiques orthotropes, les repères
d'orthotropie sont identiques à ceux des éléments coques. Seule
l'option 'RADIAL' est interdite.

Repères d'anisotropie pour éléments massifs

On construit d'abord un trièdre à partir des deux vecteurs VEC1 et
VEC2 fournis par l'utilisateur. Le premier axe correspond à VEC1.
Le troisième axe est perpendiculaire aux vecteurs VEC1 et VEC2.
Le deuxième axe complète le trièdre. Les vecteurs VEC1 et VEC2
sont
donnés par :

'DIRECTION' : la direction P1 (type point) correspond à VEC1 et
la direction P2 (type point) correspond à VEC2 .

'RADIAL' : en dimension 2, VEC1 joint le point courant à P1;
en dimension 3, VEC1 est selon l'axe P1 P2 et VEC2
est selon la perpendiculaire à VEC1 menée depuis
le point courant.

Le repère d'anisotropie correspond au trièdre défini ci-dessus
éventuellement tourné autour de l'axe 3 :

'PARALLELE' : VEC1 est alors la première direction
d'orthotropie
(aucune rotation autour de l'axe 3)

'PERPENDICULAIRE' : La première direction d'orthotropie est alors
perpendiculaire à VEC1 (rotation de +90 autour
de l'axe 3)


'INCLINE' : La première direction d'orthotropie fait un
angle FLOT1 (type FLOTTANT) avec la direction
VEC1 (rotation d'un angle quelconque autour
de l'axe 3)

Remarque 2 :

Dans un cas bidimensionnel, la définition d'un seul vecteur (VEC1)
est suffisante. Le deuxième axe correspond à un vecteur qui fait
un angle de + 90° avec le vecteur VEC1.

Remarque 3 :

La direction P3 n'est pas utilisée dans le cas des éléments
massifs.

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	49	82

'ALPN' : coefficient de dilatation thermique
suivant la normale au joint (m/K)

a) Cas d'une formulation MECANIQUE

Massifs tridimensionnels

| Noms des paramètres pour un matériau ELASTIQUE ORTHOTROPE |

'YG1 ', 'YG2 ', 'YG3 ' : modules d'Young
'NU12', 'NU23', 'NU13' : coefficients de Poisson
'G12 ', 'G23 ', 'G13 ' : modules de cisaillement
'ALP1', 'ALP2', 'ALP3' : coefficients de dilatation thermique
'RHO ' : masse volumique

Coques minces (COQ2, COQ3, DKT)

Massifs bidimensionnels

'YG1 ', 'YG2 ' : modules d'Young
'NU12' : coefficient de Poisson
'G12 ' : module de cisaillement
'ALP1', 'ALP2' : coefficients de dilatation thermique
'RHO ' : masse volumique

Les noms de paramètres pour les différents cas bidimensionnels
sont

résumés dans le tableau suivant :

Coques avec cisaillement transverse (COQ4, COQ6, COQ8)


contrainte plane	déformation plane axisymétrique	série de Fourier
'YG1', 'YG2', 'YG3'	'YG1', 'YG2', 'YG3'	'YG1', 'YG2', 'YG3'
'NU12', 'NU23', 'NU13'	'NU12', 'NU23', 'NU13'	'NU12', 'NU23', 'NU13'
'G12 '	'G12 '	'G12 ', 'G23 ', 'G13 '
'ALP1', 'ALP2'	'ALP1', 'ALP2', 'ALP3'	'ALP1', 'ALP2', 'ALP3'
'RHO'	'RHO '	'RHO'

'YG1 ', 'YG2 ' : modules d'Young
'NU12' : coefficient de Poisson
'G12 ', 'G23 ', 'G13 ' : modules de cisaillement
'ALP1', 'ALP2' : coefficients de dilatation thermique
'RHO ' : masse volumique

Elements joints 3D (JOI4)

b) Cas d'une formulation THERMIQUE

'KS1 ', 'KS2 ' : raideurs de cisaillement selon les
directions 1 et 2 du plan du joint
(N/m3)
'KN ' : raideur normale au plan du joint
(N/m3)
'RHO ' : masse volumique du joint (kg/m2)

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	50	82

| Noms des paramètres pour une formulation THERMIQUE ORTHOTROPE |

Coques (COQ2, COQ3, COQ4, COQ6, COQ8)

```
*****
*
* PROPRIETES GEOMETRIQUES *
*
*****
```

```
'K1','K2','K3' : conductivités thermiques
'RHO'          : masse volumique
'C '          : chaleur massique
'H '          : coefficient d'échange
```

Massifs tridimensionnels

```
'K1','K2','K3' : conductivités thermiques
'RHO'          : masse volumique
'C '          : chaleur massique
'H '          : coefficient d'échange
```

Massifs bidimensionnels

Les noms des paramètres pour les différents cas bidimensionnels sont résumés dans le tableau suivant :


bidimensionnel et axisymétrique	série de Fourier
'K1','K2'	'K1','K2','K3'
'RHO','H','C'	'RHO','H','C'

| Noms des caractéristiques pour les éléments COQ2, COQ3, COQ4, DKT

```
'EPAI' : épaisseur de la coque
('ALFA') : coefficient utilisé dans le critère de plasticité
(par défaut 2/3)
('EXCE') : excentrement par rapport au plan moyen, compté positif
dans le sens de la normale (non disponible pour COQ3)
('DIM3') : épaisseur dans l'autre direction (cas des COQ2 en
contraintes planes)
```

| Noms des caractéristiques pour les éléments COQ6, COQ8 |

```
'EPAI' : épaisseur de la coque
('EXCE') : excentrement par rapport au plan moyen, compté positif
dans le sens de la normale
```

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	51	82

Operatore RIGIDITE

DATE 95/09/27
 Opérateur RIGIDITE

 Voir aussi : MATE MODE
 CARA
 RIG1 = RIGI MODL1 CHAM1 (CHAM2) ; MEC3

Objet :

L'opérateur RIGI calcule la RIGIDITE de différents objets :

Eléments finis

Commentaire :

MODL1 : objet modèle (type MMODEL).
 CHAM1 : Champ de caractéristiques matérielles et éventuellement géométriques si nécessaire pour certains éléments (cf remarque ci-dessous) (type MCHAML, sous-type CARACTERISTIQUES) ou de matrices de Hooke (type MCHAML, sous-type MATRICE DE HOOKE).
 CHAM2 : Champ de caractéristiques (type MCHAML, sous-type CARACTERISTIQUES) nécessaires pour certains éléments (cf remarque ci-dessous) si CHAM1 est un champ de matrices de Hooke.
 RIG1 : Résultat de type RIGIDITE de sous-type RIGIDITE.

Remarque :

 Il faut spécifier des caractéristiques si la description géométrique de l'élément ne peut se faire par le maillage; par exemple l'épaisseur d'éléments de plaques ou les inerties de flexion pour les éléments de poutres etc...

Operatore SIGMA

DATE 95/07/25
 Opérateur SIGMA

 Voir aussi : VMIS PRIN
 TRES RTEN
 SIG1 = SIGMA ('II') MODL1 CHAM1 (CHAM2) DEPl ; CALP CARA

Objet :

L'opérateur SIGMA calcule un champ de contraintes à partir d'un champ de déplacements. Pour certains éléments, il s'agit d'efforts (barres, poutres, tuyaux), pour d'autres il s'agit de contraintes généralisées (coques minces). Les contraintes sont calculées dans le repère général pour les éléments massifs et dans le repère local pour les éléments coques, plaques, poutres.

Commentaire :

'II' : mot-clé indiquant qu'on tient compte des termes du second ordre dans le calcul des déformations

MODL1 : objet modèle (type MMODEL)



CHAM1 : Champ de caractéristiques matérielles et éventuellement géométriques si nécessaire pour certains éléments (cf remarque ci-dessous) (type MCHAML, sous-type CARACTERISTIQUES) ou de matrices de Hooke (type MCHAML, sous-type MATRICE DE HOOKE).

CHAM2 : Champ de caractéristiques (type MCHAML, sous-type CARACTERISTIQUES) nécessaires pour certains éléments (cf remarque ci-dessous) si CHAM1 est un champ de matrices de Hooke.

DEP1 : champ de déplacements (type CHPOINT)

SIG1 : champ de contraintes résultat (type MCHAML, sous-type CONTRAINTES)

Remarque :


Il faut spécifier des caractéristiques si la description géométrique de l'élément ne peut se faire par le maillage; par exemple l'épaisseur d'éléments de plaques ou les inerties de flexion pour les éléments de poutres etc...

Dans le cas de coques excentrées, les contraintes sont calculées au niveau de la surface moyenne excentrée.

BARR	PLAN CONT PLAN DEFO TRID	EFFX	local	centre de gravité
COQ2	PLAN CONT PLAN DEFO AXIS FOUR	N11,NZZ,M11,MZZ N11,NZZ,M11,MZZ N11,N22,M11,M22 N11,N22,N12, M11,M22,M12	local	Points de Gauss
POUT TUYA	TRID	EFFX,EFFY,EFFZ, MOMX,MOMY,MOMZ	local	noeuds
TIMO	TRID	EFFX,EFFY,EFFZ, MOMX,MOMY,MOMZ	local	centre de gravité
TUFI	TRID	EFFX,EFFY,EFFZ, MOMX,MOMY,MOMZ KI ,AIRE	local	centre de gravité
TRI3 QUA4 TRI6 QUA8 ICT3 ICT6 ICQ4 ICQ8	PLAN CONT PLAN DEFO AXIS FOUR	SMXX,SMYY,SMZZ, SMXY SMRR,SMZZ,SMTT, SMRZ SMRR,SMZZ,SMTT, SMRZ,SMRT,SMZT	global	Points de Gauss
JOI2 JOI3	TRID PLAN DEFO AXIS	SMSN,SMN	local	Points de Gauss
JOI4	TRID	SMS1,SMS2,SMN	local	Points de Gauss
COQ3	TRID	N11,N22,N12, M11,M22,M12	local	centre de gravité

Contraintes calculées
Éléments finis en formulation MECANIQUE

Elément fini	Option de calcul	Noms des contraintes	Repère de calcul	Points Supports
CERC	AXIS FOUR	EFFX	local	noeud

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	53	82

DKT	TRID	N11,N22,N12, M11,M22,M12	local	Points de Hammer
DST	TRID	N11,N22,N12, M11,M22,M12 V1 ,V2	local	Points de Hammer
COQ4	TRID	N11,N22,N12, M11,M22,M12 V1 ,V2	local	Points de Gauss et centre de gravité
COQ6 COQ8	TRID	SMSS,SMTT,SMST, SMSN,SMTN	local	Points de Gauss
CUB8 TET4 PRI6 PYR6 CU20 TE10 PR15	TRID	SMXX,SMYY,SMZZ, SMXY,SMXZ,SMYZ	global	Points de Gauss
LISP LISM	TRID	NZZ,NXZ,NYZ, MXX,MZZ,KI	local	Points de Gauss

Operatore RTENS

Operateur RTENS

DATE 96/01/04

Voir aussi : SIGM EPSI
CALP

CHAM3 = RTENS CHAM1 MODL1 | CHAM2

A. Miliozzi
ERG-SIEC-SISTRU
Sezione Sicurezza nucleare e Integrità STRUtturale

ENEA - CRE Casaccia
Via Anguillarese, 301
00060 S.M. di Galeria (Roma)

```

| VEC1 ( VEC2 ) ;
...
... | (CHAM2) | 'POLA' CENTR1 ;
| 'SPHE' CENTR1 AXE11 ;
| 'CYLI' CENTR1 AXE11 ;
| 'TORI' ('CART') CENTR1 AXE11 ;
| 'TORI' 'CIRC' CENTR1 AXE11 CENTR2 ;

CHPO2 = RTENS CHPO1 VEC1 (VEC2) ;


Cet operateur a plusieurs fonctions selon les donnees.

```

1> Fonction

A partir d'un champ de contraintes ou de deformations defini
pour des elements massifs dans le repere general, pour les coques
minces
dans le repere local a l'element (dont le premier vecteur est
colinaire
au premier cote de l'element), et pour les coques epaisses dans les
repere
locaux (repere a chacun des points d'integration), l'operateur RTENS
cal
le champ de contraintes ou de deformations dans un nouveau repere
orthon
direct.

CHAM3 = RTENS CHAM1 MODL1 (CHAM2) VEC1 (VEC2) ;

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	54	82

Commentaire :

CHAM1 : champ de contraintes ou de déformations initial (type MCHAML, sous-type CONTRAINTES ou DEFORMATIONS)

MODL1 : objet modèle (type MMODEL)

CHAM2 : champ de caractéristiques contenant les épaisseurs dans le cas des coques épaisses (type MCHAML, sous-type CARACTERISTIQUES)

VEC1 | : vecteurs servant à définir le repère orthonormé (type
VEC2 | POINT)

CHAM3 : champ de contraintes ou de déformations dans le nouveau repère (type MCHAML, sous-type CONTRAINTES ou DEFORMATIONS)

Remarque :

Le repère orthonormé direct est défini comme suit :

- pour les éléments massifs bidimensionnels par le vecteur VEC1 et le vecteur normal à VEC1 (obtenu à partir de VEC1 par une rotation de $\pi/2$ dans le sens trigonométrique)
- pour les éléments massifs tridimensionnels par le vecteur VEC1, le vecteur contenu dans le plan (VEC1,VEC2) et normal à VEC1, et le vecteur produit vectoriel de VEC1 et VEC2
- pour les éléments coque tridimensionnels, par le vecteur projection de VEC1 dans le plan de la coque et le vecteur contenu dans le plan de la coque, normal à VEC1 et tel que leur produit

vectoriel soit dirigé suivant la normale positive à l'élément si seul VEC1 est fourni, ou bien tel que leur produit vectoriel soit de même sens que le produit vectoriel de VEC1 et VEC2, si VEC2 est fourni également.

2> Fonction


A partir d'un champ de contraintes ou de déformations définies pour des éléments massifs orthotropes dans le repère général, pour les coques minces orthotropes dans le repère local à l'élément (dont le prem vecteur est colinéaire au premier coté de l'élément), et pour les coques épaisses orthotropes dans les repères locaux (repère à chacun des points d'intégration), l'opérateur RTENS calcule le champ de contraintes ou de déformations dans le repère d'orthotropie .

CHAM3 = RTENS CHAM1 MODL1 CHAM2 ;

Commentaire :

CHAM1 : champ de contraintes ou de déformations initial (type MCHAML, sous-type CONTRAINTES ou DEFORMATIONS)

MODL1 : objet modèle (type MMODEL)

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	55	82

CHAM2 : champ de cosinus-directeurs des axes d'orthotropie par rapport aux repères locaux des éléments (type MCHAML, sous-type CARACTERISTIQUES)

CHAM3 : champ de contraintes ou de déformations dans le repère d'orthotropie (type MCHAML, sous-type CONTRAINTES ou DEFORMATIONS)

Remarque 1 :

CHAM2 (ou CHEL2) peut être le mchaml de caractéristiques matérielles crée par l'opérateur MATR (ou MATE) étant donné que le mchaml de caractéristiques matérielles contient les cosinus-directeurs des axes d'orthotropie. Les noms de composantes qui représentent les cosinus-directeurs des axes d'orthotropie sont : V1X,V1Y pour les éléments coques et les éléments massifs en 2D, et V1X,V1Y,V1Z,V2X,V2Y,V2Z pour les éléments massifs en 3D.

3 Fonction

A partir d'un champ de contraintes ou de déformations définies pour des éléments massifs dans le repère général, pour les coques minces dans le repère local à l'élément (dont le premier vecteur est colinéaire au premier coté de l'élément), et pour les coques épaisses dans les repères locaux (repère à chacun des points d'intégration), l'opérateur RTENS calcule le champ de contraintes ou de déformations dans un nouveau repère orthonormal direct local, adapté à la géométrie choisie.

```
CHAM3 = RTENS CHAM1 MODL1 (CHAM2) | 'POLA'  CENTR1 ;
                                     | 'SPHE'  CENTR1  AXE11 ;
                                     | 'CYLI'  CENTR1  AXE11 ;
                                     | 'TORI'  ('CART') CENTR1 AXE11 ;
                                     | 'TORI'  'CIRC'  CENTR1 AXE11
```

CENTR2

Commentaire :

CHAM1 : champ de contraintes ou de déformations initial (type MCHAML, sous-type CONTRAINTES ou DEFORMATIONS)

MODL1 : objet modèle (type MMODEL)

CHAM2 : champ de caractéristiques contenant les épaisseurs dans le cas des coques épaisses (type MCHAML, sous-type CARACTERISTIQUES)

CHAM3 : champ de contraintes ou de déformations dans le nouveau repère (type MCHAML, sous-type CONTRAINTES ou DEFORMATIONS)


CENTR1 : centre du nouveau repère

AXE11 : point définissant l'axe de symétrie de révolution du nouveau repère : cet axe passe par CENTR1 et AXE11

CENTR2 : centre du petit cercle dans le cas torique circulaire

'POLA' : le nouveau repère est le repère des coordonnées polaires (en 2D uniquement)

'CYLI' : le nouveau repère est le repère des coordonnées

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	56	82

ax

cylindriques de cote verticale selon (CENTR1,AXEI1). Les

terme lié aux directions UTHETA et UPHI.

de projection sont :

- * UR : axe radial
- * UTHETA : axe orthoradial correspondant
- * V1 : axe (CENTR1,AXEI1)

4e Fonction

'SPHE' : le nouveau repère est le repère des coordonnées sphériques de centre CENTR1. Les axes de projection sont:

- * UR : axe radial
- * UTHETA : tangente à la méridienne (longitude, sens nord->sud)
- * UPHI : tangente au parallèle (latitude, sens ouest->est)

A partir d'un champ de déplacement défini en 2D et 3D à l'exception des cas axisymétriques et Fourier, l'opérateur RTENS calcule le champ de déplacement dans un nouveau repère orthonormé direct.

CHPO2 = RTENS CHPO1 VEC1 (VEC2) ;

'TORI' : le nouveau repère est l'un des repères de coordonnées toriques envisageable. Si le second mot-clé n'est pas précisé, on se place par défaut dans le cas torique cartésien

Commentaire :

'CART' : le repère est cartésien dans tout plan méridien. Les axes de projection sont :

- * UR : axe radial des coordonnées cylindriques classiques
- * UTHETA : axe orthoradial correspondant
- * V1 : axe (CENTR1,AXEI1)

CHPO1 : champ de déplacement initial (type CHPOINT)

VEC1 : premier vecteur du repère (type POINT)

VEC2 : deuxième vecteur du repère (en 3D seulement) (type POINT)

'CIRC' : le repère est celui des coordonnées polaires dans tout plan méridien. Les axes de projection sont :

- * UTHETA : le même que pour 'TORI' 'CART'
- * UT : tangente au cercle méridien
- * UN : normale extérieure au cercle méridien

CHPO2 : champ de déplacement dans le repère particulier (type CHPOINT)

Note :

Les cas axisymétriques et Fourier ne sont pas traités.


REMARQUE IMPORTANTE

Les suffixes X, Y et Z correspondent respectivement aux trois axes de projections précisés pour chaque repère.

Exemple : la contrainte SMYZ en coordonnées sphériques est le

Le repère orthonormé direct est défini comme suit :

- en 2D par le vecteur VEC1 et le vecteur normal à VEC1 (obtenu à

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	57	82

partir de VEC1 par une rotation de $\pi/2$ dans le sens
trigonométriqu

- en 3D par le vecteur VEC1, le vecteur contenu dans le plan
(VEC1,VE
et normal à VEC1, et le vecteur produit vectoriel de VEC1 et VEC2

Operatore RESOUDRE

DATE 95/10/13

Opérateur RESO

CHPO1 (CHPO2 ..)= RESO ('GRAD') RIG1 CHPO3
(CHPO4..)('NOID')('NOUNIL')
(CHPOF) ('INIB' BLO1 LENT11)

Objet :

L'opérateur RESO construit une solution, si elle existe, du
système

linéaire : RIG1 CHPO1 = CHPO3 .

Commentaire :

RIG1 : objet de type RIGIDITE.

CHPO3 : objet de type CHPOINT.

CHPO1 : objet de type CHPOINT dont les composantes sont les duales
de celles de CHPO3 par rapport à RIG1.

Remarque :

1- En présence d'une famille de seconds membres CHPO3, CHPO4 ..., l'opérateur RESO construit la famille de solutions CHPO1, CHPO2 .. respectivement associée.

2- Si RIG1 contient des matrices issues de conditions unilatérales, RESO appelle la procédure UNILATER pour fournir une solution du système.

Si il y a des matrices de frottement, il faut fournir le champ CHPOF de forces limite de frottement.

3- Les mots-clé 'NOID' et 'NOUNIL' sont utiles quand on emploie RESO à

l'intérieur d'une procédure :

- 'NOID' permet de résoudre le système avec comme second membre la

restriction de CHPO3, (CHPO4 ..) à l'espace cible de RIG1.

- 'NOUNIL' permet de résoudre le système en ignorant le caractère éventuellement unilatéral de RIG1.


- 'INIB' BLO1 LENT11 permet dans le cas de contact d'indiquer un état de contact initial. Voir la procédure UNILATER.

4- Le mot-clé 'GRAD' précise qu'une résolution par méthode de gradients conjugués avec préconditionnement (Crout incomplet) est demandé.

5- Les champs par points CHPO1(2..) obtenus sont de nature diffuse.

Exemple :

RIG1 étant la raideur d'une structure , FORC1 un champ de force s'exerçant sur cette structure, on obtiendra le champ de déplacements DEP1 en résultant, par l'instruction :

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	58	82

DEP1 = RESO RIG1 FORC1 ;

CAR1 : champ de caractéristiques géométriques (type MCHAML, sous-type CARACTERISTIQUES) nécessaire pour certains éléments (poutres ,coques ...).
Il contient également les caractéristiques matérielles pour l'élément coque DST dans l'absence du champ de matrices de Hooke.

Operatore EPSI

HOO1 : champ de matrices de Hooke (type MCHAML, sous-type MATRICE DE HOOKE) nécessaire pour l'élément coque DST si CAR1 ne contient pas les caractéristiques matérielles

EPS1 : champ de déplacement résultat (type MCHAML, sous-type DEFORMATIONS).

Opérateur EPSI

DATE 95/06/13
Voir aussi : RTEN CALP
ELAS HOOK

EPS1 = EPSI ('II') MODL1 DEP1 (CAR1) (HOO1) ;

Objet :

Remarques :

L'opérateur EPSI calcule un champ de déformations à partir d'un champ de déplacements. Pour certains éléments (poutres, tuyaux, coques minces avec ou sans cisaillement transverse) il s'agit de déformations généralisées, c'est à dire de déformations membranaires et de variations de courbure. Pour les éléments joints, il s'agit de déplacements relatifs. Les déformations sont calculées dans le repère général pour les éléments massifs et dans le repère local pour les éléments coques, plaques, poutres.

1. Dans le cas des coques excentrées, les déformations sont calculées au niveau de la surface moyenne excentrée
2. Dans le cas 2D contraintes planes, la déformation selon la direction perpendiculaire au plan n'est pas calculable. On la met égale à 0.


Commentaire :

'II' : mot-clé indiquant qu'on veut les déformations du second ordre.

MODL1 : objet modèle (type MMODEL).

DEP1 : champ de déplacements (type CHPOINT).

Déformations calculées				
Éléments finis en formulation MECANIQUE				
Elément fini	Option de calcul	Noms des déformations	Repère de calcul	Points Supports
COQ2	PLAN CONT	EPSS,EPZZ,RTSS,	local	Points de

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	59	82

	PLAN DEFO AXIS FOUR	RTZZ EPSS, EPTT, RTSS, RTTT EPSS, EPTT, GAST, RTSS, RTTT, RTST		Gauss
COQ3	TRID	EPSS, EPTT, GAST, RTSS, RTTT, RTST	local	centre de gravité
DKT	TRID	EPSS, EPTT, GAST, RTSS, RTTT, RTST	local	Points de Hammer
DST	TRID	EPSS, EPTT, GAST, RTSS, RTTT, RTST, GASN, GATN	local	Points de Hammer
COQ4	TRID	EPSS, EPTT, GAST, RTSS, RTTT, RTST, GASN, GATN	local	Points de Gauss et centre de gravité
COQ6 COQ8	TRID	EPSS, EPTT, GAST, GASN, GATN	local	Points de Gauss



Appendice 2 - Listati delle procedure

Procedura @LACALC

```

*
*****
*
*                               PROCEDURA @LACALC
*****
*
* Descrizione : effettua un calcolo elasto-statico su una geometria
*               costituita di piu' zone di materiale composito
*               multistrato.
*
* Sintassi    : DEP1 = @LACALC TAB_LAM CLIM FF (RIG2) ;
*
* Autore/Data : Miliozzi A. 10/04/1997
*
* Revisioni   :
*
*****
*
* --- INPUT
* =====
*
* TAB_LAM  Tavola caratteristica del laminato composito
*
* CLIM     Condizioni al contorno per la struttura
*
* FF       Carichi da applicare alla struttura
*
* RIG2     Rigidezze aggiuntive relative a parti della
*          struttura non composte da laminati (Opzionale)
*

```

```

* --- OUTPUT
* =====
*
* DEP1      Campo di spostamenti
*
*****
*
*
DEBPROC @LACALC TCOMP*TABLE CLIM*RIGIDITE FF*CHPOINT
                RIG_AGG/RIGIDITE ;
* --- CALCOLO RIGIDENZE ZONE COMPOSTE DA LAMINATI
*
NZON = (DIME TCOMP) - 2 ;
NN    = 1 ;
REPETER LOOP1 NZON ;
SI (NN EGA 1) ;
TAB1  = @LAMAT TCOMP NN ;
RIGITO = @LARIG TAB1 ;
SINON ;
TAB1  = @LAMAT TCOMP NN ;
RIGITO = RIGITO ET ( @LARIG TAB1) ;
FINSI ;
NN = NN + 1 ;
FIN LOOP1 ;
* --- AGGIUNTA DI RIGIDENZE ZONE NON IN LAMINATO
*
SI (EXIST RIG_AGG) ;
RIGITO = RIGITO ET RIG_AGG ;
FINSI ;
* --- RIGIDENZA TOTALE E RISOLUZIONE
*
RIGSTR = RIGITO ET CLIM ;
DEPSTR = RESOUDRE RIGSTR FF ;
*
FINPROC DEPSTR ;
*

```



```
*****
*
*                               FINE PROCEDURA @LACALC
*
*****
```

Procedura @LACRIT

```
*
*****
*
*                               PROCEDURA @LACRIT
*
*****
*
* Descrizione : calcola strato per strato ed elemento per elemento
*               il rateo di rottura relativo ad uno dei criteri
*               seguenti:
*
*               MAXSTRESS Maximum Stress
*               MAXSTRAIN Maximum Strain
*               TSAI-WU    Tsai-Wu
*               TSAI-HILL  Tsai-Hill
*               HOFFMANN   Hoffmann
*
* Sintassi      : TAB_CRIT = @LACRIT TLAM NZON TAB_SIEP FM MOT_CRIT ;
*
*
* Autore/Data  : Miliozzi A. 10/04/1997
*
* Revisioni    :
*
*****
*
* --- INPUT
* =====
```

```
*
* TLAM          Tavola caratteristica
*
* NZON          Numero zona
*
* TAB_SIEP      Tavola delle tensioni e delle deformazioni
*
* FM            Fattore Moltiplicativo delle tensioni o delle
*               deformazioni
*
* MOT_CRIT      Parola chiave per selezionare il criterio di rottura
*
* --- OUTPUT
* =====
*
* TAB_CRIT      Tavola dei ratei di rottura.
*
*****
*
* DEBPROC @LACRIT TT1*TABLE NZON*ENTIER TSIEP*TABLE
*               FM*FLOTTANT MCRIT*MOT ;
*
* TT2 = TT1 . NZON ;
* OBJ = TT2 . MOD1 ;
*
* - VERIFICA SULLA SELEZIONE DEL CRITERIO
* NCRIT = 0 ;
* SI (EGA MCRIT 'MAXSTRESS') ; NCRIT = 1 ; FINSI ;
* SI (EGA MCRIT 'MAXSTRAIN') ; NCRIT = 2 ; FINSI ;
* SI (EGA MCRIT 'TSAI-WU' ) ; NCRIT = 3 ; FINSI ;
* SI (EGA MCRIT 'TSAI-HILL') ; NCRIT = 4 ; FINSI ;
* SI (EGA MCRIT 'HOFFMANN' ) ; NCRIT = 5 ; FINSI ;
* SI (NCRIT EGA 0);
* MESS ' *****' ;
* MESS ' *** ERRORE : IL CRITERIO SELEZIONATO NON ESISTE ! ***' ;
* MESS ' *****' ;
* QUITTER @LACRIT ;
* FINSI ;
```



```
*
* - RECUPERO DIMENSIONI N. PLYS, N. ELEMENTI E N. PT. INTEGRAZIONE
NPLY = (DIME TT2) - 6 ;
NEL1 = NBEL TT2.MAIL ;
*
TLISP = TABLE ;
N1 = 1 ;
*
* ----- PER OGNI PLY
REPETER LOOP1 NPLY ;
*
* - RECUPERO SPESSORE ED ANGOLO DI ORTOTROPIA DEL SINGOLO PLY
TT3= TT2 . N1 ;
EP = TT3 . EPA; ID = TT3 . IDM ;
*
SI (NCRIT EGA 2) ;
*
* - ESTRAZIONE DELLE DEFORMAZIONI
EP11 = FM * ( EXCO (TSIEP.EPS1.N1) EPSS SCAL ) ;
EP22 = FM * ( EXCO (TSIEP.EPS1.N1) EPTT SCAL ) ;
EP12 = FM * ( EXCO (TSIEP.EPS1.N1) GAST SCAL ) ;
*
SINON ;
*
* -----
* Estrazione delle tensioni per COQ6 e COQ8
* -----
SI ((EXIST OBJ ELEM COQ6) OU (EXIST OBJ ELEM COQ8));
*
* - ESTRAZIONE DELLE TENSIONI DI CAUCHY
* RIPORTATE AI NODI
SI11 = FM * ( EXCO (TSIEP.SIG1.N1) SMSS SCAL ) ;
SI22 = FM * ( EXCO (TSIEP.SIG1.N1) SMTT SCAL ) ;
SI12 = FM * ( EXCO (TSIEP.SIG1.N1) SMST SCAL ) ;
*
* -----
SINON ;
*
* - ESTRAZIONE DELLE TENSIONI GENERALIZZATE E
```

```
*
* CONVERSIONE IN TENSIONI DI CAUCHY
SI11 = FM * ( EXCO (TSIEP.SIG1.N1) N11 SCAL ) / EP ;
SI22 = FM * ( EXCO (TSIEP.SIG1.N1) N22 SCAL ) / EP ;
SI12 = FM * ( EXCO (TSIEP.SIG1.N1) N12 SCAL ) / EP ;
*
FINSI ;
*
FINSI ;
*
* -----
* -APPLICAZIONE DEL CRITERIO DI RESISTENZA SELEZIONATO
* -----
*
TT4= TT1 . MCOL . ID ;
XT = TT4 . XTR ;
XC = TT4 . XCO ;
YT = TT4 . YTR ;
YC = TT4 . YCO ;
SS = TT4 . SSS ;
*
*****
* MAXIMUM STRESS *
*****
SI (NCRIT EGA 1) ;
*
MASK_TR = MASQUE SI11 'EGSUPE' 0. ;
MASK_CO = MASQUE SI11 'INFERIEUR' 0. ;
XX = ( MASK_TR * (1. / XT) ) -
( MASK_CO * (1. / XC) ) ;
DETR MASK_TR ; DETR MASK_CO ;
MASK_TR = MASQUE SI22 'EGSUPE' 0. ;
MASK_CO = MASQUE SI22 'INFERIEUR' 0. ;
YY = ( MASK_TR * (1. / YT) ) -
( MASK_CO * (1. / YC) ) ;
DETR MASK_TR ; DETR MASK_CO ;
*
RX = SI11 * XX ;
RY = SI22 * YY ;
RS = (ABS SI12) / SS ;
```



```
*
MASK1 = MASQUE RX 'EGSUPE' RY ;
MASK2 = MASQUE RX 'INFERIEUR' RY ;
RG1 = ( MASK1 * RX ) + ( MASK2 * RY ) ;
DETR MASK1 ; DETR MASK2 ;
MASK1 = MASQUE RG1 'EGSUPE' RS ;
MASK2 = MASQUE RG1 'INFERIEUR' RS ;
RG = ( MASK1 * RG1 ) + ( MASK2 * RS ) ;
DETR MASK1 ; DETR MASK2 ; DETR RG1 ;
```

```
*
FINSI ;
*
*****
* MAXIMUM STRAIN *
*****
SI (NCRIT EGA 2) ;
```

```
*
MASK_TR = MASQUE EP11 'EGSUPE' 0. ;
MASK_CO = MASQUE EP11 'INFERIEUR' 0. ;
XX1= ( MASK_TR * (1. / XT) ) -
      ( MASK_CO * (1. / XC) ) ;
XX = XX1 * (TT4 . YG1) ;
DETR MASK_TR ; DETR MASK_CO ; DETR XX1 ;
MASK_TR = MASQUE EP22 'EGSUPE' 0. ;
MASK_CO = MASQUE EP22 'INFERIEUR' 0. ;
YY1= ( MASK_TR * (1. / YT) ) -
      ( MASK_CO * (1. / YC) ) ;
YY = YY1 * (TT4 . YG2) ;
DETR MASK_TR ; DETR MASK_CO ; DETR YY1 ;
SS = (TT4 . G12) / (TT4 . SSS) ;
```

```
*
RX = EP11 * XX ;
RY = EP22 * YY ;
RS = (ABS EP12) * SS ;
```

```
*
MASK1 = MASQUE RX 'EGSUPE' RY ;
MASK2 = MASQUE RX 'INFERIEUR' RY ;
RG1 = ( MASK1 * RX ) + ( MASK2 * RY ) ;
DETR MASK1 ; DETR MASK2 ;
```

```
MASK1 = MASQUE RG1 'EGSUPE' RS ;
MASK2 = MASQUE RG1 'INFERIEUR' RS ;
RG = ( MASK1 * RG1 ) + ( MASK2 * RS ) ;
DETR MASK1 ; DETR MASK2 ; DETR RG1 ;
```

```
*
FINSI ;
*
*****
* TSAI-WU STRESS *
*****
SI (NCRIT EGA 3) ;
```

```
*
A = (SI11 / XT) - (SI11 / XC) ;
B = (SI22 / YT) - (SI22 / YC) ;
AA= (SI11 ** 2) / (XT*XC) ;
BB= (SI22 ** 2) / (YT*YC) ;
E = (SI12 ** 2) / (SS**2) ;
G = (SI11 * SI22) / ( (XT*XC*YT*YC) ** .5 ) ;
RG = A + B + AA + BB + E - G ;
DETR A ; DETR B ; DETR AA ; DETR BB ; DETR E ; DETR G ;
```

```
*
FINSI ;
*
*****
* TSAI-HILL *
*****
SI (NCRIT EGA 4) ;
```

```
*
MASK_TR = MASQUE SI11 'EGSUPE' 0. ;
MASK_CO = MASQUE SI11 'INFERIEUR' 0. ;
XX = ( MASK_TR * (1. / XT) ) +
      ( MASK_CO * (1. / XC) ) ;
DETR MASK_TR ; DETR MASK_CO ;
MASK_TR = MASQUE SI22 'EGSUPE' 0. ;
MASK_CO = MASQUE SI22 'INFERIEUR' 0. ;
YY = ( MASK_TR * (1. / YT) ) +
      ( MASK_CO * (1. / YC) ) ;
DETR MASK_TR ; DETR MASK_CO ;
```

```
*
```



```

A = (SI11 * XX) ** 2 ;
B = (SI22 * YY) ** 2 ;
G = (SI12 / SS) ** 2 ;
H = SI11 * SI22 * (XX ** 2) ;
RG = A + B + G - H ;
DETR A ; DETR B ; DETR G ; DETR H ;
*
FINSI ;
*
*****
* HOFFMANN *
*****
SI (NCRIT EGA 5) ;
*
A = (SI11 / XT) - (SI11 / XC) ;
B = (SI22 / YT) - (SI22 / YC) ;
AA= (SI11 ** 2) / (XT*XC) ;
BB= (SI22 ** 2) / (YT*YC) ;
E = (SI12 ** 2) / (SS**2) ;
G = (SI11 * SI22) / (XT*XC) ;
RG= A + B + AA + BB + E - G ;
DETR A ; DETR B ; DETR AA ; DETR BB ; DETR E ; DETR G ;
*
FINSI ;
*
TLISP.N1 = RG ;
N1 = N1 + 1 ;
*
FIN LOOP1 ;
*****
*
FINE PROCEDURA @LACRIT
*****
*
FINPROC TLISP ;
*

```

```

*
*****
*
PROCEDURA @LAFAIL
*****
*
*
* Descrizione : permette di verificare la resistenza ultima di un
* laminato annullando la proprieta' elastiche delle
* lamine che man mano arrivano a rottura
*
* Sintassi : @LAFAIL TAB_LAM TAB_FAIL ;
*
*
* Autore/Data : Miliozzi A. 10/04/1997
*
*
* Revisioni :
*
*****
*
*--- INPUT
*=====
*
* TAB_LAM Tavola caratteristica del laminato
*
* TAB_FAIL Tavola caratteristica per condurre un calcolo di
* resistenza per un laminato
* La tavola contiene in ingresso:
*
*
* Indice Descrizione
* 'SOUSTYPE' MOT di valore 'LAMINATE_FAIL'
* 'TYP_FAIL' MOT identificante il tipo di verifica da
* effettuare. Essa puo' valere:
* 'FPF' : First Ply Failure (Default)
* 'LPF' : Last Ply Failure
*
* 'ITERMAX' ENTIER n. massimo di iterazioni per la

```

Procedura @LAFAIL



```
*          convergenza. (Default 10)
*          'PREC'      FLOTTANT indicante il valore della
*                      precisione di convergenza. (Default 1.e-2)
*          'CLIM'      Oggetto RIGIDITE delle condizioni
*                      al contorno
*          'CHARG'     Oggetto CHPOINT dei carichi
*          'RIG2'      Oggetto RIGIDITE per una rigidezza
*                      aggiuntiva a quella del laminato (OPZIONALE)
*
*          In uscita invece conterra':
*
*          'FMF'       Fattore moltiplicativo del carico per
*                      First Ply Failure
*          'NPF'       N. identificativo prima lamina rotta
*          'NZF'       N. zona di appartenenza della prima
*                      lamina rotta
*          'FML'       Fattore moltiplicativo del carico per
*                      Last Ply Failure
*
*--- OUTPUT
*=====
*
*****
*
DEBPROC @LAFAIL TT1*TABLE TLPF*TABLE ;
*-----
*          FASE DI VERIFICA DEI DATI IN INGRESSO
*-----
*
* VERIFICA SULLA CORRETTEZZA DELLE TAVOLE IN INPUT
*
SI (EXIST TLPF 'SOUSTYPE') ;
SI (NEG (TLPF.'SOUSTYPE') 'LAMINATE_FAIL' ) ;
MESS ' >>> ERROR : LAMINATE FAILURE TABLE NOT FOUND ! ' ;
  QUITTER @LAFAIL ;
FINSI ;
SINON ;
MESS ' >>> ERROR : LAMINATE FAILURE TABLE NOT FOUND ! ' ;
  QUITTER @LAFAIL ;
```

```
FINSI ;
*
* VERIFICA SULLA SCELTA DEL TIPO DI FAILURE PER IL LAMINATO
*
MFAIL2 = 'FPF' ;
SI ( EXIST TLPF 'TYP_FAIL' ) ;
  MFAIL1 = TLPF.'TYP_FAIL' ;
  SI ( EGA MFAIL1 'FPF' ) ;
    MFAIL2 = MFAIL1 ;
  SINON ;
  SI ( EGA MFAIL1 'LPF' ) ;
    MFAIL2 = MFAIL1 ;
  SINON ;
  MESS '>>> ERROR : LAMINATE FAILURE TYPE INCORRECT ! ' ;
  QUITTER @LAFAIL ;
  FINSI ;
FINSI ;
*
* VERIFICA SULLA SCELTA DEL CRITERIO DI ROTTURA PER LA LAMINA
*
SI (EXIST TLPF 'CRIT') ;
  MCR1 = TLPF.'CRIT' ;
  SI ( (NEG MCR1 'MAXSTRESS') ET (NEG MCR1 'MAXSTRAIN') ET
      (NEG MCR1 'TSAI-WU') ET (NEG MCR1 'TSAI-HILL') ET
      (NEG MCR1 'HOFFMANN') ) ;
  MESS '>>> ERROR : LAMINA FAILURE CRITERIA DESCRIPTOR INCORRECT ! ' ;
  QUITTER @LAFAIL ;
  FINSI ;
SINON ;
  MESS '>>> ERROR : LAMINA FAILURE CRITERIA DESCRIPTOR NOT FOUND ! ' ;
  QUITTER @LAFAIL ;
  FINSI ;
*
* DETERMINAZIONE DEL NUMERO DI ITERAZIONI MASSIMO PER LA CONVERGENZA
*
NITMAX = 10 ;
SI (EXIST TLPF 'ITERMAX') ; NITMAX = TLPF.'ITERMAX' ; FINSI ;
*
```



```
* DETERMINAZIONE DELLA PRECISIONE DA RAGGIUNGERE DURANTE LA ITERAZIONI
* PER LA CONVERGENZA
*
  DELTA = 1.E-2 ;
  SI (EXIST TLPF 'PREC') ; DELTA = TLPF.'PREC' ; FINSI ;
*
* VERIFICA DELL'ESISTENZA DELL'OGGETTO RIGIDITE CONTENENTE LE
CONDIZIONI
* AL CONTORNO PER LA STRUTTURA
*
  SI (EXIST TLPF 'CLIM') ;
  VTOT = TLPF.'CLIM' ;
  SINON ;
  MESS '>>> ERROR : RIGIDITE OBJET (LIMIT CONDITIONS) NOT FOUND !' ;
  QUITTER @LAFAIL ;
  FINSI ;
*
* VERIFICA DELL'ESISTENZA DELL'OGGETTO CHPOINT CONTENENTE IL CARICO CUI
* E' SOGGETTA LA STRUTTURA
*
  SI (EXIST TLPF 'CHARG') ;
  FFT = TLPF.'CHARG' ;
  SINON ;
  MESS '>>> ERROR : CHPOINT OBJET (LOADS) NOT FOUND !' ;
  QUITTER @LAFAIL ;
  FINSI ;
*
* VERIFICA DELL'ESISTENZA DELL'OGGETTO RIGIDITE CONTENENTE UNA
* RIGIDEZZA AGGIUNTIVA RAPPRESENTATIVA DI UN PARTE DELLA STRUTTURA
* NON COMPOSTA DI MATERIALE COMPOSITO LAMINATO
*
  LOG1 = EXIST TLPF 'RIG2' ;
*
-----
* FASE DI VERIFICA DELLA RESISTENZA DI UN LAMINATO
-----
*
* CALCOLO N. DEGLI STRATI COMPLESSIVI
*
```

```
NZON = (DIME TT1) - 2 ;
NITER = 0 ;
NZ = 0 ;
REPETER LOOPX NZON ;
  NZ = NZ + 1 ;
  NITER = NITER + (DIME TT1.NZ) - 6 ;
  FIN LOOPX ;
*
  FM_PREV = 0. ;
  FMC0 = 0. ; RCT0 = 0. ; FMC1 = 1. ;
  NL1 = 0 ;
  REPETER ITER1 NITER ;
  NL1 = NL1 + 1 ;
  MESS '===== ' ;
  MESS ' CHECK FOR FAILURE OF LAMINA N. ' NL1 ;
  MESS '===== ' ;
  MESS ' ' ;
  MESS ' ITER FAILURE FM ZONE PLY ' ;
  MESS ' N. RATE FACTOR NUMBER NUMBER' ;
  MESS ' ' ;
*
* CALCOLO DEGLI SPOSTAMENTI
*
  SI LOG1 ; DEPl = @LACALC TT1 VTOT FFT (TLPF . 'RIG2') ; SINON ;
  DEPl = @LACALC TT1 VTOT FFT ; FINSI ;
*
  NIT = 0 ;
*
  REPETER LOOP0 ;
*
  NIT = NIT + 1 ;
  RCT1 = -1. ; NPT1 = 0 ; NZT1 = 0 ;
  NZ1 = 0 ;
  REPETER LOOP1 NZON ;
*
  NZ1 = NZ1 + 1 ;
*
  SI (EGA MCR1 'MAXSTRAIN') ;
  TSIEP = @LASIEP TT1 NZ1 DEPl 'EPS' ;
```



```
SINON ;
  TSIEP = @LASIEP TT1 NZ1 DEP1 'SIG' ;
FINSI ;
*
TCRIT = @LACRIT TT1 NZ1 TSIEP FMC1 MCR1 ;
*
NPL = (DIME TT1 . NZ1) - 6 ;
NP1 = 0. ;
NP2 = 0 ;
RC1 = -1. ;
REPETER LOOP2 NPL ;
  NP2 = NP2 + 1 ;
  RC2 = MAXI (TCRIT . NP2) ;
  SI (RC2 > RC1) ; RC1 = RC2 ; NP1 = NP2 ; FINSI ;
FIN LOOP2 ;
*
SI (RC1 > RCT1) ; RCT1 = RC1 ; NPT1 = NP1 ; NZT1 = NZ1 ; FINSI ;
*
FIN LOOP1 ;
*
MESS NIT RCT1 FMC1 NZT1 NPT1 ;
*
DRC1 = ABS ( RCT1 - 1.) ;
SI (DRC1 <EG DELTA) ; QUITTER LOOP0 ; FINSI ;
SI (NIT EGA NITMAX) ;
  MESS '----- ATTENTION !! -----' ;
  MESS 'Maximum Iterations Number Reached.' ;
  MESS '      Forced Convergency Assumed      ' ;
  MESS '-----' ;
  QUITTER LOOP0 ;
FINSI ;
*
FMC2 = FMC0 + ( (FMC1 - FMC0) / (RCT1 - RCT0) * (1. - RCT0) ) ;
*
FMC0 = FMC1 ; FMC1 = FMC2 ;
RCT0 = RCT1 ;
*
FIN LOOP0 ;
*
FMCX = ABS FMC1 ;
*
SI (NL1 EGA 1) ;
  TLPF . 'FMF' = FMCX ;
  TLPF . 'RCF' = RCT1 ;
  TLPF . 'NPF' = NPT1 ;
  TLPF . 'NZF' = NZT1 ;
  FM_PREV = FMC1 ;
SINON ;
  SI (FM_PREV <EG FMCX) ; FM_PREV = FMCX ; FINSI ;
FINSI ;
*
SI (EGA MFAIL2 'PPF') ; QUITTER @LAFAIL ; FINSI ;
*
* AZZERAMENTO PROPRIETA' ELASTICHE DELLA LAMINA GIUNTA A ROTTURA
*
TT = TT1 . MCLOL . (TT1 . NZT1 . NPT1 . IDM ) ;
YYG1 = TT . YG1 ;
YYG2 = TT . YG2 ;
YG12 = TT . G12 ;
TT . YG1 = 1.E-10 * YYG1 ;
TT . YG2 = 1.E-10 * YYG2 ;
TT . G12 = 1.E-10 * YG12 ;
*
FMC0 = 0. ; RCT0 = 0. ; FMC1 = FMCX ;
*
FIN ITER1 ;
*
TLPF.'FML' = FM_PREV ;
*
*****
*
* FINE PROCEDURA @LAFAIL
*****
*
FINPROC TLPF ;
*
```



Procedura @LAGRAPH

```

*
*****
*
*          PROCEDURA @LAGRAPH
*****
*
*
* Descrizione : visualizzazione dell'andamento delle tensioni
*              nello spessore in corrispondenza di un punto
*
* Sintassi   : TSIG = @LAGRAPH TAB_LAM DEPL1 NZON VET1 P0 ;
*
* Autore/Data : Miliozzi A. 10/04/1997
*
* Revisioni   :
*
*****
*
* --- INPUT
*=====
*
* TAB_LAM  Tavola caratteristica del laminato
*
* DEPL1    Campo di spostamenti
*
* NZON     Numero della zona considerata
*
* VET1     Direzione di orientazione del campo di tensioni
*
* P0       Punto sul quale visualizzare le tensioni
*
* --- OUTPUT
*=====
*

```

```

* TSIG      Tavola contenente i valori delle tensioni
*
*****
*
*
* DEBPROC @LAGRAPH TCOMP*TABLE DEPL1*CHPOINT NZON*ENTIER
*              VET1*POINT P0*POINT ;
*
* TCTIP = TCOMP.TIPO ;
* TCOMP.TIPO = 'MLAY' ;
* TCAR1 = @LAMAT TCOMP NZON ;
* TCOMP.TIPO = TCTIP ;
*
* OBJ = TCOMP.NZON.MOD1 ;
*
* LS11 = PROG ; LI11 = PROG ;
* LS22 = PROG ; LI22 = PROG ;
* LS12 = PROG ; LI12 = PROG ;
* LEXC = PROG ; LEPA = PROG ;
*
* NPLY = DIME TCAR1.MAT ;
*
* N = 1 ;
* REPETER LOOP0 NPLY ;
*
* SIGE1 = SIGMA OBJ TCAR1.MAT.N DEPL1 ;
* SIGE2 = RTENS SIGE1 OBJ VET1 ; DETR SIGE1 ;
* SIGE3S= CALP SIGE2 TCAR1.MAT.N OBJ 'SUPE' ;
* SIGE3I= CALP SIGE2 TCAR1.MAT.N OBJ 'INFE' ;
* DETR SIGE2 ;
* SIGSUP= CHANGE CHPO OBJ SIGE3S ;
* SIGINF= CHANGE CHPO OBJ SIGE3I ;
* DETR SIGE3S ; DETR SIGE3I ;
*
* SUP11 = EXTRA SIGSUP SMXX P0 ; SDO11 = EXTRA SIGINF SMXX P0 ;
* SUP22 = EXTRA SIGSUP SMYY P0 ; SDO22 = EXTRA SIGINF SMYY P0 ;
* SUP12 = EXTRA SIGSUP SMXY P0 ; SDO12 = EXTRA SIGINF SMXY P0 ;
*
* EX = TCOMP.NZON.N.EXC ; EP = TCOMP.NZON.N.EPA ;

```



```

*
LS11 = INSERER LS11 N SUP11 ; LI11 = INSERER LI11 N SDO11 ;
LS22 = INSERER LS22 N SUP22 ; LI22 = INSERER LI22 N SDO22 ;
LS12 = INSERER LS12 N SUP12 ; LI12 = INSERER LI12 N SDO12 ;
LEXC = INSERER LEXC N EX ; LEPA = INSERER LEPA N EP ;
*
N = N + 1 ;
FIN LOOP0 ;
*
* DETR DEP1 ;
L11 = PROG ; L22 = PROG ; L12 = PROG ; LQUOTA = PROG ;
*
N = 1 ;
REPETER LOOP1 NPLY ;
*
K1 = (2 * N) - 1 ; K2 = 2 * N ;
*
Z1 = EXTR LEXC N ;
Z2 = (EXTR LEPA N) / 2. ;
*
ZZ = Z1 + Z2 ;
LQUOTA = INSERER LQUOTA K1 ZZ ;
L11 = INSERER L11 K1 (EXTR LS11 N) ;
L22 = INSERER L22 K1 (EXTR LS22 N) ;
L12 = INSERER L12 K1 (EXTR LS12 N) ;
*
ZZ = Z1 - Z2 ;
LQUOTA = INSERER LQUOTA K2 ZZ ;
L11 = INSERER L11 K2 (EXTR LI11 N) ;
L22 = INSERER L22 K2 (EXTR LI22 N) ;
L12 = INSERER L12 K2 (EXTR LI12 N) ;
*
N = N + 1 ;
*
FIN LOOP1 ;
*
DETR LS11 ; DETR LS22 ; DETR LS12 ;
DETR LI11 ; DETR LI22 ; DETR LI12 ;
DETR LEXC ; DETR LEPA ;

```

```

*
TITRE 'ANDAMENTO TENSIONE NELLO SPESSORE' ;
EV11 = EVOL ROUG MANU 'SIGMA11' L11 'Z' LQUOTA ;
EV22 = EVOL TURQ MANU 'SIGMA22' L22 'Z' LQUOTA ;
EV12 = EVOL VERT MANU 'SIGMA12' L12 'Z' LQUOTA ;
*
TSIG = TABLE ;
TSIG . LISTEPE = LQUOTA ;
TSIG . LISTS11 = L11 ;
TSIG . LISTS22 = L22 ;
TSIG . LISTS12 = L12 ;
*
DESSIN EV11 ;
DESSIN EV22 ;
DESSIN EV12 ;
*
FINPROC TSIG ;
*****
*
FINE PROCEDURA @LAGRAPH
*****

```

Procedura @LAKAPPA

```

*
*****
*
PROCEDURA @LAKAPPA
*****
*
* Descrizione : trova i coefficienti correttivi del taglio K13 e K23,
* lamina per lamina, e fornisce in uscita una tabella
* identica a quella di INPUT, ma con i moduli G13 e G23
* di ogni lamina opportunamente corretti.
* I valori sono moltiplicati per 6/5 in modo da annullare
* la correzione nel caso di materiali isotropi, gi...
* apportata internamente a procedure di calcolo
*

```



```
* Sintassi      : TG = @LAKAPPA TAB_COMP
*
* Autore/Data  : Miliozzi A. 10/04/1997
*
* Revisione    :
*
*****
*--- INPUT
*=====
*
* TAB_COMP    : tavola caratteristica dei laminati compositi
*
*--- OUTPUT
*=====
*
* TG          : tavola caratteristica dei laminati compositi con i valori
*              G13 e G23 corretti
*
*****
DEBPROC @LAKAPPA TCOMP*TABLE ;
*
NZON = (DIME TCOMP) - 2 ;
N1 = 1 ;
REPETER LOOP1 NZON ;
*
TG = TCOMP ;
N2 = 1 ;
PD1 = PROG ; PD2 = PROG ;
PZS = PROG ; PZI = PROG ;
NZN1 = 0 ; DZN1 = 0 ;
NZN2 = 0 ; DZN2 = 0 ;
NLAM = (DIME TCOMP.N1) - 6 ;
*
REPETER LOOP2 NLAM ;
*
EX1 = TCOMP.N1.N2.EXC ;
```

```
EP1 = TCOMP.N1.N2.EPA ;
AN1 = TCOMP.N1.N2.ANG ;
ID1 = TCOMP.N1.N2.IDM ;
*
TCM = TCOMP.MCOL ;
Y1 = TCM.ID1.YG1 ; Y2 = TCM.ID1.YG2 ;
N12 = TCM.ID1.NU12 ; G1 = TCM.ID1.G12 ;
*
BETA = AN1 ;
*
*****
* Ricavo le coordinate estreme di ogni lamina
*****
*
ZS = EX1+(EP1 / 2) ;
ZI = EX1-(EP1 / 2) ;
POLD=PZS;
PZS = INSERE POLD N2 ZS ; DETR POLD ;
POLD=PZI;
PZI = INSERE POLD N2 ZI ; DETR POLD ;
*
*****
* Calcolo i valori delle costanti ingegneristiche
* nel sistema di riferimento globale
*****
*
CB = COS BETA; SB = SIN BETA;
YX = 1/(((CB**4)/Y1)+((1/G1)-((2*N12/Y1))*(SB**2)*(CB**2))
+((SB**4)/Y2));
YY = 1/(((SB**4)/Y1)+((1/G1)-((2*N12/Y1))*(SB**2)*(CB**2))
+((CB**4)/Y2));
NXY = (((N12/Y1)*((SB**4)+(CB**4)))-
(((1/Y1)+(1/Y2)-(1/G1))*(SB**2)*(CB**2)))*YX ;
GXY = 1/((2*((2/Y1)+(2/Y2)+(4*N12/Y1)-(1/G1))*(SB**2)*(CB**2))
+(((SB**4)+(CB**4))/G1)) ;
NYX = (YY/YX)*NXY ;
*
*****
* Ricavo i valori D1 e D2 per ogni lamina
```



*

D1 = YX/(1-(NXY*NYX)) ;
D2 = YY/(1-(NXY*NYX)) ;
POLD=PD1 ;
PD1 = INSERE POLD N2 D1 ; DETR POLD ;
POLD=PD2 ;
PD2 = INSERE POLD N2 D2 ; DETR POLD ;

*

* Ricavo num e denom per il calcolo di z neutra

*

NZN1 = (D1*((ZS**2)-(ZI**2)))+NZN1 ;
DZN1 = (D1*EP1)+DZN1 ;
NZN2 = (D2*((ZS**2)-(ZI**2)))+NZN2 ;
DZN2 = (D2*EP1)+DZN2 ;

*

N2 = N2 + 1 ;

FIN LOOP2 ;

*

* Calcolo la quota delle fibre medie

*

ZN1 = 0.5*NZN1/DZN1 ;
ZN2 = 0.5*NZN2/DZN2 ;

*

* Calcolo SUM1 e SUM2 per ogni lamina

*

PSUM1 = PROG ; PSUM2 = PROG ;
POLD = PSUM1 ;
PSUM1 = INSERE POLD 1 0. ; DETR POLD ;
POLD=PSUM2 ;
PSUM2 = INSERE POLD 1 0. ; DETR POLD ;
N2 = NLAM ;
SUM1 = 0. ; SUM2 = 0. ;
SI (NLAM > 1) ;
REPETER LOOP3 (NLAM-1) ;

ZS = EXTR PZS N2 ;

ZI = EXTR PZI N2 ;

D1 = EXTR PD1 N2 ;

D2 = EXTR PD2 N2 ;

*

SUM1 = (D1*(((ZS**2)-(ZI**2))/2)-(EP1*ZN1))

+ SUM1

;

SUM2 = (D2*(((ZS**2)-(ZI**2))/2)-(EP1*ZN2))

+ SUM2

;

*

N2 = N2-1 ;

POLD=PSUM1 ;

PSUM1 = INSERE POLD (NLAM+1-N2) SUM1 ; DETR POLD ;

POLD=PSUM2 ;

PSUM2 = INSERE POLD (NLAM+1-N2) SUM2 ; DETR POLD ;

FIN LOOP3 ;

FINSI ;

N2 = 1 ;

R1 = 0 ; R2 = 0 ;

I1TOT = 0 ; I2TOT = 0 ;

PI1 = PROG ; PI2 = PROG ;

REPETER LOOP4 NLAM ;

D1 = EXTR PD1 N2 ;

D2 = EXTR PD2 N2 ;

ZS = EXTR PZS N2 ;

ZI = EXTR PZI N2 ;

SUM1 = EXTR PSUM1 (NLAM+1-N2) ;

SUM2 = EXTR PSUM2 (NLAM+1-N2) ;

*

* Calcolo R1 e R2

*

R1 = (D1*(((ZS**3)-(ZI**3))/3)-(((ZS**2)-(ZI**2))*ZN1)+
(EP1*(ZN1**2)))+R1 ;

R2 = (D2*(((ZS**3)-(ZI**3))/3)-(((ZS**2)-(ZI**2))*ZN2)+
(EP1*(ZN2**2)))+R2 ;

*



```

*
*****
*      Calcolo Gxz eGyz rispetto al riferimento
*      globale
*****
*
EP1 = TCOMP.N1.N2.EPA ;
AN1 = TCOMP.N1.N2.ANG ;
ID1 = TCOMP.N1.N2.IDM ;
*
TCM = TCOMP.MCOL ;
G2 = TCM.ID1.G23 ; G3 = TCM.ID1.G13 ;
*
BETA = AN1 ;
*
CB = COS BETA; SB = SIN BETA;
GXZ = (G2*G3)/(((SB**2)*G3)+((CB**2)*G2)) ;
GYZ = (G2*G3)/(((CB**2)*G3)+((SB**2)*G2)) ;
*
*****
*      Calcolo I1 per ogni lamina
*****
*
A11 = (-1)*(D1/2) ;
A21 = D1*ZN1 ;
A31 = ((-1)*A11*(ZI**2))-(D1*ZI*ZN1)-SUM1 ;
I1 = (((((ZS**5)-(ZI**5))*(A11**2))/5)+(((ZS**4)-(ZI**4))
*A11*A21)/2)+(((A21**2)+(2*A11*A31))/3)*((ZS**3)-(ZI**3)))
+(A21*A31*((ZS**2)-(ZI**2)))+(EP1*(A31**2))
/GXZ ;
*
POLD=PI1;
PI1 = INSERE POLD N2 I1 ; DETR POLD ;
*
*****
*      Calcolo I2 per ogni lamina
*****
*
A12 = (-1)*(D2/2) ;

```

```

A22 = D2*ZN2 ;
A32 = ((-1)*A12*(ZI**2))-(D2*ZI*ZN2)-SUM2 ;
I2 = (((((ZS**5)-(ZI**5))*(A12**2))/5)+(((ZS**4)-(ZI**4))
*A12*A22)/2)+(((A22**2)+(2*A12*A32))/3)*((ZS**3)-(ZI**3)))
+(A22*A32*((ZS**2)-(ZI**2)))+(EP1*(A32**2))
/GYZ ;
*
POLD=PI2;
PI2 = INSERE POLD N2 I2 ; DETR POLD ;
*
*****
*      Calcolo I1TOT e I2TOT
*****
I1TOT = I1 + I1TOT ;
I2TOT = I2 + I2TOT ;
*
N2 = N2+1 ;
FIN LOOP4 ;
*
N2 = 1 ;
REPETER LOOP5 NLAM;
I1 = EXTR PI1 N2 ;
I2 = EXTR PI2 N2 ;
*
EP1 = TCOMP.N1.N2.EPA ;
AN1 = TCOMP.N1.N2.ANG ;
*
BETA = AN1 ;
CB = COS BETA; SB = SIN BETA;
*
*****
*      Calcolo i valori corretti per GXZ e GYZ
*****
*
GXZ = ((R1**2)*I1)/(EP1*(I1TOT**2)) ;
GYZ = ((R2**2)*I2)/(EP1*(I2TOT**2)) ;
*
*
*      e li ruoto per ciascuna lamina nel sistema
*      di riferimento ortotropo

```




```

*
SI (ABS((CB**4)-(SB**4)) <EG 0.01) ;
  G1 = (GXZ + GYZ)*3/5 ;
  G2 = G1 ;
SINON ;
  G1 = (((CB**2)*GXZ)-((SB**2)*GYZ))/((CB**4)-(SB**4))*6/5 ;
  G2 = (((SB**2)*GXZ)-((CB**2)*GYZ))/((SB**4)-(CB**4))*6/5 ;
FINSI ;
*
TG.N1.N2.G13 = G1 ;
TG.N1.N2.G23 = G2 ;
N2 = N2 + 1 ;
FIN LOOP5 ;
*
N1 = N1 + 1 ;
FIN LOOP1 ;
*
*****
*
*               FINE PROCEDURA @LAKAPPA
*****
*
*
FINPROC ;

```

Procedura @LALIST

```

*
*****
*
*               PROCEDURA @LALIST
*****
*
*
* Descrizione : produce un listato delle caratteristiche, zona per
*               zona, dei laminati contenuti nella tavola di
*               definizione
*

```

```

* Sintassi      : LALIST TAB_COMP ;
*
* Autore/Data  : Miliozzi A. 10/04/1997
*
* Revisioni    :
*
*****
*
*
*--- INPUT
*=====
*
* TAB_COMP    tavola caratteristica dei laminati compositi
*
*--- OUTPUT
*=====
*
*****
*
DEBPROC @LALIST TCOMP*TABLE ;
*
IECHO = VALE ECHO ;
OPTI ECHO 0 ;
*
MESS '                                     ' ;
MESS ' *****' ;
MESS ' *****' ;
MESS ' ***   TABLE LISTING FOR LAMINATE COMPOSITE   ***' ;
MESS ' *****' ;
MESS ' *****' ;
MESS '                                     ' ;
MESS ' METHOD TYPE                = ' TCOMP.TIPO                ' ;
MESS '                                     ' ;
*
NMAT = DIME TCOMP.MCOL ;
MID = 0 ;
*
REPETER LOOPM NMAT ;

```



```

MID = MID + 1 ;
*
MESS ' ' ;
MESS ' *****' ;
MESS ' ** M A T E R I A L   N U M B E R : ' MID ;
MESS ' *****' ;
MESS ' ' ;
MESS ' LONG.   YOUNG MODULUS= ' TCOMP.MCOL.MID.YG1 ;
MESS ' TRANS. YOUNG MODULUS= ' TCOMP.MCOL.MID.YG2 ;
MESS ' SHEAR MODULUS  G12 = ' TCOMP.MCOL.MID.G12 ;
MESS ' SHEAR MODULUS  G23 = ' TCOMP.MCOL.MID.G23 ;
MESS ' SHEAR MODULUS  G13 = ' TCOMP.MCOL.MID.G13 ;
MESS ' POISSON COEFFICIENT = ' TCOMP.MCOL.MID.NU12 ;
MESS ' LONG.   THERMAL COEF.= ' TCOMP.MCOL.MID.ALPL1 ;
MESS ' TRANS. THERMAL COEF.= ' TCOMP.MCOL.MID.ALPL2 ;
MESS ' DENSITY          = ' TCOMP.MCOL.MID.RHO ;
MESS ' LONG.   TRAC. LIMIT = ' TCOMP.MCOL.MID.XTR ;
MESS ' LONG.   COMP. LIMIT = ' TCOMP.MCOL.MID.XCO ;
MESS ' TRANS. TRAC. LIMIT = ' TCOMP.MCOL.MID.YTR ;
MESS ' TRANS. COMP. LIMIT = ' TCOMP.MCOL.MID.YCO ;
MESS ' SHEAR LIMIT       = ' TCOMP.MCOL.MID.SSS ;
*
FIN LOOPM ;
*
NZON = (DIME TCOMP) - 2 ;
N1   = 1 ;
*
REPETER LOOP1 NZON ;
*
MESS ' ' ;
MESS ' *****' ;
MESS ' ** Z O N E     N U M B E R : ' N1 ;
MESS ' *****' ;
MESS ' ' ;
xx = ' ' ;
nn = 0 ;
ll = TCOMP.N1.FELF ; dd = dime ll ;
repe loopx dd ;
nn = nn + 1 ;

```

```

xx = chain xx (extr ll nn) ;
fin loopx;
MESS ' FINITE ELEMEMENTS TYPE= ' xx ;
MESS ' METHOD OF REFERENCE = ' TCOMP.N1.METRIF ;
MESS ' REFERENCE DIRECTION ' ;
MESS ' - COORD. X = ' (COOR 1 TCOMP.N1.DIRRF) ;
MESS ' - COORD. Y = ' (COOR 2 TCOMP.N1.DIRRF) ;
MESS ' - COORD. Z = ' (COOR 3 TCOMP.N1.DIRRF) ;
MESS ' NORMAL DIRECTION ' ;
MESS ' - COORD. X = ' (COOR 1 TCOMP.N1.DIRNOR) ;
MESS ' - COORD. Y = ' (COOR 2 TCOMP.N1.DIRNOR) ;
MESS ' - COORD. Z = ' (COOR 3 TCOMP.N1.DIRNOR) ;
*
NLAM = (DIME TCOMP.N1) - 6 ;
N2   = 1 ;
*
REPETER LOOP2 NLAM ;
*
MESS ' ' ;
MESS ' =====' ;
MESS ' L A M I N A   N U M B E R : ' N2 ;
MESS ' =====' ;
MESS ' ' ;
MESS ' THICKNESS          = ' TCOMP.N1.N2.EPA ;
MESS ' ECCENTRICITY       = ' TCOMP.N1.N2.EXC ;
MESS ' FIBER LAYOUT ANGLE = ' TCOMP.N1.N2.ANG ;
MESS ' MATERIAL ID.      = ' TCOMP.N1.N2.IDM ;
SI (EXIST (TCOMP.N1.N2) G13) ;
MESS ' CORRECTIVE ACTIONS ON : ' ;
MESS ' SHEAR MODULUS  G23 = ' TCOMP.N1.N2.G23 ;
MESS ' SHEAR MODULUS  G13 = ' TCOMP.N1.N2.G13 ;
FINSI ;
*
N2 = N2 + 1 ;
FIN LOOP2 ;
*
N1 = N1 + 1 ;
FIN LOOP1 ;
*

```



OPTI ECHO IECHO ;

```
*
FINPROC ;
*
*****
*
*           FINE PROCEDURA @LALIST
*****
*
*
```

Procedura @LAMASS

```
*
*****
*
*           PROCEDURA @LAMASS
*****
*
* DESCRIZIONE : Calcola la matrice di massa di un laminato
*
* Sintassi      : mass1 = @lamass tcomp ;
*
* Autore/Data  : A. Miliozzi 10/04/97
*
* Revisioni    :
*
*****
*
* Input   : tcomp = tavola caratteristica del multistrato (TABLE)
*
* Output  : mass1 = matrice di massa (MCHAML)
*
*****
*
*
```

```
DEBPROC @LAMASS TT*TABLE ;
*
LOG1 = EGA (TT.TIPO) 'OMOG' ;
SI LOG1 ; TT.TIPO = MOT 'MLAY' ; FINSI ;
*
NZON = (DIME TT) - 2 ;
NN1   = 1 ;
*
REPETER LOOP1 NZON ;
*
OBJ = TT.NN1.MOD1 ;
TM  = @LAMAT TT NN1 ;
*
NLAM = (DIME TT.NN1) - 6 ;
NN2   = 1 ;
*
REPETER LOOP2 NLAM ;
*
MAT1 = TM.MAT.NN2 ;
MASS1 = MASS OBJ MAT1 ;
SI ( (NN1+NN2) EGA 2 ) ;
MASSA = MASS1 ;
SINON ;
MASSA = MASSA ET MASS1 ;
FINSI ;
*
NN2 = NN2 + 1 ;
*
FIN LOOP2 ;
*
NN1 = NN1 + 1 ;
*
FIN LOOP1 ;
*
SI LOG1 ; TT.TIPO = MOT 'OMOG' ; FINSI ;
*
FINPROC MASSA ;
*
*****
```



* FINE PROCEDURA @LAMASS

*

Procedura @LAMAT

PROCEDURA @LAMAT

* Descrizione : permette di ottenere, secondo il tipo di omogeneizzazione
* richiesta:
* - la matrice di Hooke omogeneizzata e le caratteristiche
* equivalenti (se TAB_LAM.'TIPO'='OMOG')
* - gli oggetti di tipo MATERIAU e CHARACTER relativi ad
* ogni lamina eccentrica (se TAB_LAM.'TIPO'='MLAY')

* Sintassi : TAB_MAT = @LAMAT TAB_LAM NZONE ;

* Autore/Data : Miliozzi A. 10/04/1997

* Revisioni :

*--- INPUT

*=====

* TAB_LAM Tavola delle caratteristiche del laminato

* NZONE Entier che specifica il numero della zona sulla

* quale effettuare il calcolo

*--- OUTPUT

*=====

* TAB_MAT Tavola degli oggetti MATERIAU o MAHOOK e CHARACTER per la i-esima zona (indici MAT e CAR).

DEBPROC @LAMAT TL*TABLE NZONE*ENTIER ;

TT = TL.NZONE ;
TIPl = TL.TIPO ;
OBJ = TT.MOD1 ;
MET = TT.METRIF ;
TTM = TL.MCOL ;

TM = TABLE ;
TM.TIPO = TIPl ;
TM.MOD1 = OBJ ;
TM.MAT = TABLE ;

*-----
* Controllo che non sia OMOG per elementi
* COQ4 COQ6 COQ8

SI ((EGA TIPl 'OMOG') ET ((EXIST OBJ ELEM COQ4) OU (EXIST OBJ ELEM COQ6) OU (EXIST OBJ ELEM COQ8))) ;
MESS ' Error with OMOG parameter: ' ;
MESS ' With the thick shell elemnts it is not possible to perform the ' ;
MESS ' calculation using a global HOOKE matrix ' ;
quitter @lamat ;
FINSI ;

*-----
* NLAM = (DIME TT) - 6 ;



```
*
NN = 1 ;
REPETER LOOP1 NLAM ;
*
EP1 = TT.NN.EPA ; EX1 = TT.NN.EXC ;
AN1 = TT.NN.ANG ; ID1 = TT.NN.IDM ;
*
SI ( EXIST ( TT.NN ) G13 ) ; G1 = TT.NN.G13 ; G2 = TT.NN.G23 ;
SINON ; G1 = TTM.ID1.G13 ; G2 = TTM.ID1.G23 ;
FINSI ;
*
*-----
* Definizione del materiale per gusci spessi
*
SI ( ( EXIST OBJ ELEM COQ4 ) OU ( EXIST OBJ ELEM COQ6 )
OU ( EXIST OBJ ELEM COQ8 ) OU ( EXIST OBJ ELEM DST ) ) ;
SI ( EGA MET 'DIRE' ) ;
MAT1 = MATE OBJ
DIRECTION TT.DIRRIFF INCL AN1 TT.DIRNOR
YG1 TTM.ID1.YG1 YG2 TTM.ID1.YG2
NU12 TTM.ID1.NU12 G12 TTM.ID1.G12
G23 G2 G13 G1
RHO TTM.ID1.RHO
EPAI EP1 EXCE EX1 ;
SINON ;
MAT1 = MATE OBJ
RADIAL TT.DIRRIFF INCL AN1 TT.DIRNOR
YG1 TTM.ID1.YG1 YG2 TTM.ID1.YG2
NU12 TTM.ID1.NU12 G12 TTM.ID1.G12
G23 G2 G13 G1
RHO TTM.ID1.RHO
EPAI EP1 EXCE EX1 ;
FINSI ;
*-----
SINON ;
SI ( EGA MET 'DIRE' ) ;
MAT1 = MATE OBJ
DIRECTION TT.DIRRIFF INCL AN1 TT.DIRNOR
```

```
YG1 TTM.ID1.YG1 YG2 TTM.ID1.YG2
NU12 TTM.ID1.NU12 G12 TTM.ID1.G12
RHO TTM.ID1.RHO
EPAI EP1 EXCE EX1 ;
SINON ;
MAT1 = MATE OBJ
RADIAL TT.DIRRIFF INCL AN1 TT.DIRNOR
YG1 TTM.ID1.YG1 YG2 TTM.ID1.YG2
NU12 TTM.ID1.NU12 G12 TTM.ID1.G12
RHO TTM.ID1.RHO
EPAI EP1 EXCE EX1 ;
FINSI ;
*
FINSI ;
*
SI ( EGA TIPI 'OMOG' ) ;
SI ( NN EGA 1 ) ;
HOOT = HOOKE OBJ MAT1 REFE ;
EPATOT = EP1 ;
SINON ;
HOOT = HOOKE OBJ MAT1 REFE ;
HOOT = HOOT + HOOT ;
DETR HOOT ;
EPATOT = EPATOT + EP1 ;
FINSI ;
SINON ;
TM.MAT.NN = MAT1 ;
FINSI ;
*
NN = NN + 1 ;
*
FIN LOOP1 ;
*
SI ( EGA TIPI 'OMOG' ) ;
CAREQ = CARA OBJ EPAI EPATOT ;
TM.MAT.1 = HOOT ;
TM.CAR = TABLE ;
TM.CAR.1 = CAREQ ;
FINSI ;
```



```
*
FINPROC TM          ;
*
*****
*
*           FINE PROCEDURA @LAMAT
*
*****
*
```

Procedura @LAREAD

```
*
*****
*
*           PROCEDURA @LAREAD
*
*****
*
* Descrizione : permette di completare la tavola delle caratteristiche
*              dei laminati rileggendo i dati da un file di struttura
*              opportuna.
*
* Sintassi    : @LAREAD TAB_LAM (NUNIT) (NOM_FILE) ;
*
* Autore/Data : Miliozzi A. - 10/04/1997
*
* Revisioni   :
*
*****
*
* --- INPUT
* =====
*
* TAB_LAM*TABLE Tavola caratteristica dei laminati compositi
```

```
*
* con informazioni sul mesh :
* TAB_LAM.TIPO      : opzioni calcolo (Mot)
* TAB_LAM.I         : informazioni sulla i-esima zona
*
* (TABLE)
*
* TAB_LAM.I.MAIL    : mesh (Maillage)
* TAB_LAM.I.FELF   : formulazione elem. finiti (ListMots)
* TAB_LAM.I.METRIF : metodo di riferimento (Mot)
* TAB_LAM.I.DIRRI  : direzione di riferimento (Point)
* TAB_LAM.I.DIRNOR : direzione normale (Point)
*
* NUNIT*ENTIER     Unita' logica da cui rileggere i dati (Default 2)
*
* NOM_FILE*MOT     Nome del file sul quale si vuole effettuare
* l'operazione
* di lettura (Opzionale)
*
* --- OUTPUT
* =====
*
*****
*
* DEBPROC @LAREAD TCOMP*TABLE NUNIT/ENTIER NOM_FILE/MOT ;
*
* --- NUMERO UNITA' LOGICA DI ACQUERIR
*
NUN = 2 ;
SI (EXIST NUNIT)      ; NUN = NUNIT      ; FINSI ;
OPTI ACQU NUN ;
SI (EXIST NOM_FILE) ;
  SI (NUN NEG 0) ; OPTI ACQU NOM_FILE ; FINSI ;
FINSI ;
*
OPTI DIME 3 ;
*
* --- LETTURA NUMERO DI MATERIALI
*
ACQUERIR NMAT*ENTIER ;
*
```



```
* --- LETTURA DEI MATERIALI
*
NN = 0 ;
TMAT = TABLE ;
REPETER LOOP0 NMAT ;
  NN = NN + 1 ;
  ACQUERIR  Y1*FLOTTANT  Y2*FLOTTANT  N12*FLOTTANT  ;
  ACQUERIR  G1*FLOTTANT  G2*FLOTTANT  G3*FLOTTANT  ;
  ACQUERIR  AL1*FLOTTANT AL2*FLOTTANT  R1*FLOTTANT  ;
  ACQUERIR  XT1*FLOTTANT XC1*FLOTTANT  YT1*FLOTTANT
            YC1*FLOTTANT  SS1*FLOTTANT  ;
  TMAT.NN = TABLE  ;
  TMAT.NN.YG1      = Y1  ; TMAT.NN.YG2      = Y2  ;
  TMAT.NN.G12     = G1  ; TMAT.NN.G23     = G2  ;
  TMAT.NN.G13     = G3  ; TMAT.NN.NU12    = N12  ;
  TMAT.NN.ALP1    = AL1  ; TMAT.NN.ALP2    = AL2  ;
  TMAT.NN.RHO     = R1  ; TMAT.NN.XTR     = XT1  ;
  TMAT.NN.XCO     = XC1  ; TMAT.NN.YTR     = YT1  ;
  TMAT.NN.YCO     = YC1  ; TMAT.NN.SSS     = SS1  ;
FIN LOOP0 ;
*
TCOMP.MCOL = TMAT  ;
*
* --- LETTURA NUMERO DI ZONE
*
ACQUERIR NZON*ENTIER;
*
* --- CICLO LETTURA SULLE ZONE
*
CM1 = MOT 'MODE MAIL1 MECANIQUE ELASTIQUE ORTHOTROPE' ;
BB1 = MOT ' '  ;
*
NN = 1  ;
REPETER LOOP1 NZON  ;
*
  ACQUERIR NLAM*ENTIER  ;
*
  MAIL1 = TCOMP.NN.MAIL  ;
  LM = TCOMP.NN.FELF  ;
```

```
NM = DIME LM  ;
*
INM = 0 ;
REPE LOOPCMD NM ;
  INM = INM + 1 ;
  MOX = EXTR LM INM ;
  CM1 = CHAIN CM1 BB1 MOX ;
FIN LOOPCMD ;
*
TCOMP.NN.MOD1 = (TEXT CM1)  ;
*
II = 1 ;
REPETER LOOP2 NLAM  ;
*
  ACQUERIR  EP1*FLOTTANT EX1*FLOTTANT
            AN1*FLOTTANT N*ENTIER  ;
*
  TCOMP.NN.II      = TABLE  ;
  TCOMP.NN.II.EPA = EP1  ;
  TCOMP.NN.II.EXC = EX1  ;
  TCOMP.NN.II.ANG = AN1  ;
  TCOMP.NN.II.IDM = N  ;
*
  II = II + 1  ;
FIN LOOP2  ;
*
  NN = NN + 1  ;
FIN LOOP1  ;
*
FINPROC ;
*
*****
*
* FINE PROCEDURA @LAREAD
*****
*
*
```



Procedura @LARIG

```

*
*****
*
*           PROCEDURA @LARIG
*****
*
*
* Descrizione : permette di calcolare la matrice di rigidezza del
*               laminato relativo ad una zona sia nel caso di
*               lamine eccentriche sia in quello di laminato
*               omogeneizzato
*
* Sintassi      : RIG1 = @LARIG TAB_MAT ;
*
* Autore/Data  : Miliozzi A. 10/04/1997
*
* Revisioni    :
*
*****
*
*
* --- INPUT
* =====
*
* TAB_MAT  Tavola degli oggetti di tipo MATERIAU o MAHOOK e
*          CHARACTER (indici MAT e CAR)
*
* --- OUTPUT
* =====
*
* RIG1     Oggetto di tipo RIGIDITE per la zona considerata
*
*****
*
*

```

```

DEBPROC @LARIG TM*TABLE ;
*
* --- CALCOLO RIGIDEZZA LAMINATO
*
*   TIP1 = TM.TIPO ;
*   OBJ  = TM.MOD1 ;
*
*   SI (EGA TIP1 'OMOG') ;
*
*       RIGLAM = RIGI OBJ TM.MAT.1  TM.CAR.1 ;
*
*   SINON;
*
*   NULAM = DIME TM.MAT  ;
*   NN    = 1;
*   REPETER LOOP1 NULAM ;
*       SI (NN EGA 1) ;
*           RIGLAM = RIGI OBJ TM.MAT.NN ;
*       SINON ;
*           RIGLAM = RIGLAM ET ( RIGI OBJ TM.MAT.NN ) ;
*       FINSI ;
*       NN = NN + 1 ;
*   FIN LOOP1 ;
*
*   FINSI;
*
* FINPROC RIGLAM ;
*
*****
*
*           FINE PROCEDURA @LARIG
*****
*
*

```

Procedura @LASIEP



```

*****
*
*          PROCEDURA @LASIEP
*****
*
* Descrizione : calcola strato per stato le tensioni e le deformazioni
*               per una zona e le riporta nel sistema di riferimento
*               di ortotropia.
*
* Sintassi    : TAB_SIEP = @LASIEP TABLAM NBZON DEP1 (MOT1) ;
*
* Autore/Data : Miliozzi A. 10/04/1997
*
* Revisioni   :
*
*****
*
* --- INPUT
* =====
*
* TAB_ZONA   Tavola caratteristica del laminato
*
* NBZON      Numero della zona
*
* DEP1       Campo di spostamenti
*
* MOT1       Parola chiave secondo la quale si possono richiedere
*             i soli campi di tensione o di deformazione od entrambi
*             Essa e' opzionale e puo' valere:
*
*             'ALL' : entrambe          (Default)
*             'SIG' : solo tensioni
*             'EPS' : solo deformazioni
*
* --- OUTPUT
* =====
*
* TAB_SIEP   Tavola contenente i campi di tensione e di deformazione

```

```

*
*****
*
DEBPROC @LASIEP TT1*TABLE NZONE*ENTIER SP*CHPOINT MOT1/MOT ;
*
* - Controllo tipo di dati richiesti in output
MOT2 = 'ALL' ;
SI (EXIST MOT1) ;
    SI (EGA MOT1 'SIG'); MOT2=MOT1 ; FINSI ;
    SI (EGA MOT1 'EPS'); MOT2=MOT1 ; FINSI ;
FINSI;
*
* - CALCOLO MATERIAU E CHARACTER PLY BY PLY
TCTIP   = TT1.TIPO          ;
TT1.TIPO = 'MLAY'          ;
TCAR1   = @LAMAT TT1 NZONE ;
TT1.TIPO = TCTIP           ;
*
* - CALCOLO TENSIONI E DEFORMAZIONI PLY BY PLY
* - E ROTAZIONE NEL SISTEMA DI RIFERIMENTO COMUNE
TT2 = TT1 . NZONE          ;
NPLY = DIME TCAR1.MAT      ;
*
TSIEP = TABLE ;
SI ( (EGA MOT2 'ALL') OU (EGA MOT2 'SIG') ) ;
    TSIEP.SIG1 = TABLE ; FINSI ;
SI ( (EGA MOT2 'ALL') OU (EGA MOT2 'EPS') ) ;
    TSIEP.EPS1 = TABLE ; FINSI ;
*
N = 1 ;
REPETER LOOP0 NPLY ;
*
SI ( (EGA MOT2 'ALL') OU (EGA MOT2 'SIG') ) ;
    SIGE1 = SIGMA TT2.MOD1 TCAR1.MAT.N SP      ;
    TSIEP.SIG1.N = RTENS SIGE1 TT2.MOD1 TCAR1.MAT.N ;
    DETR SIGE1 ;
FINSI;
SI ( (EGA MOT2 'ALL') OU (EGA MOT2 'EPS') ) ;

```



```

EPSI1      = EPSI TT2.MOD1 SP TCAR1.MAT.N ;
TSIEP.EPS1.N = RTENS EPSI1 TT2.MOD1 TCAR1.MAT.N ;
DETR EPSI1 ;
FINSI;
N = N + 1 ;
*
FIN LOOP0 ;
*
FINPROC TSIEP ;
*
*****
*
*           FINE PROCEDURA @LASIEP
*
*****
*
*

```

Procedura @LAVERG

```

*
*****
*
*           PROCEDURA @LAVERG
*
*****
*
* Descrizione : permette di effettuare una verifica grafica del
*              rateo di rottura relativo ad un criterio
*
* Sintassi   : @LAVERG TAB_CRIT NPLY OEIL1 ;
*
* Autore/Data : Miliozzi A. 10/04/1997
*
* Revisioni  :
*

```

```

*****
*
*
* --- INPUT
*
*****
*
* TAB_CRIT  Tavola dei ratei di rottura strato per strato
*              (Prodotta da LACRIT)
*
* NPLY      Numero dello strato che si vuole verificare
*
* OEIL1     Punto di vista
*
* --- OUTPUT
*
*****
*
*****
*
DEBPROC @LAVERG TAB1*TABLE NPLY*ENTIER OEIL1*POINT ;
*
*
* GEO1 = EXTRAIRE (TAB1.NPLY) 'MAIL' ;
* NEL1 = NBEL GEO1 ;
* NN = 0 ;
*
* -----
*
-
REPETER LOOP1 NEL1 ;
*
*
* NN = NN + 1 ;
*
*
* EL1 = GEO1 ELEM NN ;
* CR1 = REDU (TAB1.NPLY) EL1 ;
* VAL1= MAXI CR1 ;
* DETR CR1 ;
*
*
* SI ( VAL1 < 0.2 ) ;
*
* EL2 = COUL EL1 BLEU ;          FINSI ;

```



```
SI ( (VAL1 >EG 0.2) ET (VAL1 < 0.4 ) ) ;
  EL2 = COUL EL1 TURQ ;      FINSI ;
SI ( (VAL1 >EG 0.4) ET (VAL1 < 0.6 ) ) ;
  EL2 = COUL EL1 VERT ;      FINSI ;
SI ( (VAL1 >EG 0.6) ET (VAL1 < 0.8 ) ) ;
  EL2 = COUL EL1 ROSE ;      FINSI ;
SI ( (VAL1 >EG 0.8) ET (VAL1 < 0.9 ) ) ;
  EL2 = COUL EL1 JAUN ;      FINSI ;
SI ( (VAL1 >EG 0.9) ET (VAL1 < 1.0 ) ) ;
  EL2 = COUL EL1 BLAN ;      FINSI ;
SI ( VAL1 >EG 1.0 ) ;
  EL2 = COUL EL1 ROUG ;      FINSI ;
```

```
*
SI (NN EGA 1) ;
  ST1 = EL2 ;
SINON ;
  ST1 = ST1 ET EL2 ;
FINSI ;
```

```
*
FIN LOOP1 ;
```

```
*-----
```

```
*
TITR ' 0. BLEU .2 TURQ .4 VERT .6 ROSE .8 JAUN .9 BLAN 1. ROUG ' ;
TRAC OEIL1 ST1 FACE ;
```

```
*****
*
*           FINE PROCEDURA LAVERG
*
*****
FINPROC ;
```

Procedura @LAVIS

```
*
*****
*
*           PROCEDURA @LAVIS
*
*****
*
```

```
*
* Descrizione : visualizza l'impilamento delle lamine per una
*               zona richiesta
```

```
* Sintassi      : @LAVIS TAB_LAM NUM_ZONA ;
```

```
* Autore/Data   : Miliozzi A. 10/04/1997
```

```
* Revisioni     :
```

```
*****
```

```
*--- INPUT
```

```
*=====
```

```
* TAB_LAM      Tavola caratteristica dei laminati compositi
```

```
* NUM_ZONA     Numero della zona da visualizzare
```

```
*--- OUTPUT
```

```
*=====
```

```
*****
```

```
DEBPROC @LAVIS TCOMP*TABLE NZONE*ENTIER ;
```

```
OPTI DIME 3 ELEM CUB8 ;
LISCOU = MOTS 'ROUG' 'VERT' ;
```

```
SI (EXIST (TCOMP.NZONE) ) ;
```

```
* --- RICERCA DEL MASSIMO SPESSORE
```

```
N = 1 ;
```



```
BB = 0. ;
TC = TCOMP.NZONE ;
LEX = PROG ;
LEP = PROG ;
LAN = PROG ;
NPLY = (DIME TC) - 6 ;
REPETER LOOP0 NPLY ;
  AN = TC.N.ANG ;
  SP = TC.N.EPA ;
  EX = TC.N.EXC ;
  LEX = INSERER LEX N EX ;
  LEP = INSERER LEP N SP ;
  LAN = INSERER LAN N AN ;
  SI (SP > BB) ; BB = SP ; FINSI ;
  N = N + 1 ;
FIN LOOP0 ;
*
* --- TRACCIAMENTO STRATIFICAZIONE
*
OEIL = 100. -100. 50. ;
NN = 1 ;
II = 1 ;
REPETER LOOP1 NPLY ;
  EX = EXTRAIRE LEX NN ;
  EP = EXTRAIRE LEP NN ;
  AN = EXTRAIRE LAN NN ;
  CC = EXTRAIRE LISCOU II ;
  SI (II < 2) ; II = II + 1 ; SINON ; II = 1 ; FINSI ;
  KK = (FLOTTANT NN) / (FLOTTANT NPLY) ;
  C1 = 2. * BB ; C2 = 10. * BB * KK ;
  C3 = EX - ( EP / 2. ) ; C4 = EX + ( EP / 2. ) ;
  D1 = BB * ( COS AN ) ; D2 = BB * ( SIN AN ) ;
  AM = 0. 0. C3 ;
  AP = 0. 0. C4 ;
  L1 = DROI 1 AP AM ;
  S1 = L1 TRANS 1 ( 0. C1 0. ) ;
  V1 = S1 VOLU TRANS 1 ( C2 0. 0. ) ;
  PP = V1 POIN PROC ( C2 C1 C3 ) ;
  FOX= FORCE (BB 0. 0. ) PP ;
```

```
FOY= FORCE ( 0. BB 0. ) PP ;
FOO= FORCE ( D1 D2 0. ) PP ;
SI (NN EGA 1) ;
  VTOT = COUL V1 CC ;
  VETO = (VECT FOX 1. FX FY FZ BLEU ) ET
         (VECT FOY 1. FX FY FZ BLEU ) ET
         (VECT FOO 2. FX FY FZ ROSE ) ;
SINON ;
  VTOT = VTOT ET ( COUL V1 CC ) ;
  VE1 = (VECT FOX 1. FX FY FZ BLEU ) ET
        (VECT FOY 1. FX FY FZ BLEU ) ET
        (VECT FOO 2. FX FY FZ ROSE ) ;
  VETO = VETO ET VE1 ;
  FINSI ;
  NN = NN +1 ;
FIN LOOP1 ;
```

```
*
* TITR ' ZONE NUMBER ' NZONE ;
* TRAC OEIL VTOT FACE VETO ;
*
* SINON ;
* MESS ' NON-EXISTENT ZONE NUMBER !' ;
* FINSI ;
```

```
*
* FINPROC ;
```

```
*
```

```
*****
```

```
*
```

```
FINE PROCEDURA @LAVIS
```

```
*****
```

```
*
```

```
*
```



Appendice 3 - Listato dati Gibiane per le verifiche

Caso Test N. 1

Input Gibiane

```
*****
*           CYLINDRE COMPOSITE BICOUCHE
*           FIBRES ENROULEES -45/+45 AUTOUR DE L'AXE
*           PRESSION INTERNE
*
* Un cylindre bloqu{ @ sa base en d{placement suivant l'axe Z est
soumis
* @ une pression interne.
*
* Afin de r{duire le nombre de degr{s de libert{, un noeud du sommet
est
* bloqu{ en translation suivant X et Y et en rotation suivant Z (noeud
* PB).
*
* La pression est normale @ la surface interne du cylindre.
*
* Le d{placement radial d'un noeud de la base est compar{ @ celui que
* l'on obtiendrait par m{thode analytique : 1.3776E-4
*
*****
opti echo 0 ;
TITRE 'CYLINDRE COMPOSITE BICOUCHE SOUS PRESSION INTERNE';
OPTION DIME 3 ELEM TRI3 MODE TRIDIM ;

TEMPS ;
DENS 0.1 ;
```

```
*
-----
*   GEOMETRIE
*
-----
R = 1.05 ; H = 1. ;
PA = R 0. 0. ; PB = R 0. H ; O1 = 0. 0. 0. ; O2 = 0. 0. H ;
NR1 = 1. 1. 0. ;
LI1 = PA D 4 PB ;
CYLP = ROTA LI1 8 90 O1 O2 ;
CYL1 = ORIENTER CYLP NR1 ;
CYL2 LIB = TURNER CYL1 LI1 90 O1 O2 ;
CYL3 LIC = TURNER CYL2 LIB 90 O1 O2 ;
CYL4 LID = TURNER CYL3 LIC 90 O1 O2 ;
CYL = CYL1 ET CYL2 ET CYL3 ET CYL4 ;
ELIM CYL ;
OEIL = 10. 10. 5. ;
*
TRACE OEIL CACH CYL ;
*
tab = table ;
tab.tipo = 'MPLY' ;
*tab.tipo = 'OMOG' ;
tab. 1          = table      ;
tab. 1 . mail   = cyl        ;
tab. 1 . felf   = MOTS DKT COQ4;
tab. 1 . metrif = dire       ;
tab. 1 . dirrif = O2         ;
tab. 1 . dirnor = NR1        ;
*
@laread tab 'compln';
*
-----
*   CONDITIONS AUX LIMITES
*
-----
CO1 = COTE 2 CYL1 ; CO2 = COTE 2 CYL2 ; CO3 = COTE 2 CYL3 ;
CO4 = COTE 2 CYL4 ;
```



```
COB = CO1 ET CO2 ET CO3 ET CO4 ;
CDL1 = BLOQ UZ COB ;
CDL2 = BLOQ UX UY RZ PB ;
CDL = CDL1 ET CDL2 ;
```

```
*
---
*   CALCUL
*
---
```

```
modort = tab . 1 . mod1      ;
FP = PRES COQUE MODORT 100. NORM ;
*
depl = @lascal tab cdl fp    ;
*
```

```
*
---
*   SORTIES
*
---
```

```
DEF01=DEFO CYL DEPL;
DX=EXCO DEPL UX;
SI (NEG GRAPH 'N') ;
  TRAC OEIL CACH DEF01 DX;
FINSI;
```

```
*
D = EXTR DEPL UX PA ;
SAUT PAGE ;
MESS ' DEPLACEMENT RADIAL EN PA DE REFERENCE      :      1.37762E-4 ' ;
SAUT 1 LIGN ;
MESS ' DEPLACEMENT RADIAL EN PA CALCULE           :      ' D ;
SAUT 2 LIGN ;
TEMPS ;
*
CODE BON FONCTIONNEMENT
DEPREF=1.37762E-4;
RESI=ABS((D-DEPREF)/DEPREF);
SI (RESI <EG 1E-2);
  ERRE 0 ;
SINO;
  ERRE 5 ;
FINSI ;
```

```
*
*
---
*
fin;
```

Dati Materiale

```
1
7.E6 1.3E6 0.28
5.E5 0.      0.
0.      0.      6000.
0.      0.      0.      0.      0.
1
2
0.05 0.025 45. 1
0.05 -0.025 -45. 1
```

Caso Test N. 2

Input Gibiane

```
*****
**
*
*           PLAQUE BI-COUCHE A +/- 45
*           APPUYEE , PRESSION REPARTIE
*           ELEMENT DKT
*
*
* Une plaque composite carr{e est appuy{e sur toute sa p{riph{rie (blo-
* cage en d{placement suivant Z et en rotation suivant Z).
*
* Le noeud situ{ au centre de la plaque ne peut se d{placer que suivant
* l'axe vertical Z (blocage en d{placement et en rotation suivant Z).
*
* Une pression r{partie est appliqu{e sur toute la plaque.
```



```

*
* Le d{placement calcul{ au centre de la plaque est compar{ au r{sultat
* th{orique : 23.25
*
*****
**
*
opti echo 0 ;
TITRE 'PLAQUE COMPOSITE APPUYEE - PRESSION REPARTIE';
OPTI DIME 3 ELEM TRI3 ;
*
-----
* GEOMETRIE
*
-----

TEMPS ;

A = 127. ; B = A ; AM = -127. ; BM = AM ;
H = 5.08 ; ES = H/4 ; EI = H/-4 ; S = H/2 ;
P = 0.6894 ;
N = 12 ;
P0 = 0. 0. 0. ;
P1 = AM BM 0. ; P2 = A BM 0. ;
P3 = A B 0. ; P4 = AM B 0. ;
V1 = 0. (2*B) 0. ; V2 = 0. 0. 1. ;
L1 = DROI N P1 P2 ;

SI1=L1 TRAN V1 N;
S1=ORIE SI1 V2;
CONF (S1 POIN PROC P1) P1 ;
CONF (S1 POIN PROC P2) P2 ;
CONF (S1 POIN PROC P3) P3 ;
CONF (S1 POIN PROC P4) P4 ;
CONF (S1 POIN PROC P0) P0 ;
*
TRACE S1 V2 ;
*
tab = table ;

```

```

*tab.tipo = 'MPLY' ;
tab.tipo = 'OMOG' ;
tab. 1          = table      ;
tab. 1 . mail   = s1        ;
tab. 1 . felf   = MOTS DKT ;
tab. 1 . metrif = dire      ;
tab. 1 . dirrif = v1        ;
tab. 1 . dirnor = v2        ;
*
@laread tab 'comp2n';
*
-----
* CONDITIONS AUX LIMITES ET RIGIDITE
*
-----
CL=(BLOQ UZ (CONT S1)) ET (BLOQ RZ (CONT S1)) ET (BLOQ UX UY RX RY P0);
*
-----
* CALCUL ET SORTIE
*
-----
mol = tab . 1 . mod1 ;
FP  = PRES COQU MO1 P V2 ;
DEP = @lascalc tab c1 FP ;
*
FP1 = EXTR DEP UZ P0 ;
SAUT PAGE ;
SU1=DEFO S1 DEP;
DZ=EXCO DEP UZ;
OEIL= 0 1000 0;
TRAC OEIL CACH SU1 DZ;
*
MESS 'FLECHE THEORIQUE      23.25' ;
SAUT 1 LIGN ;
MESS 'FLECHE CALCULEE      ' FP1 ;
SAUT 2 LIGN ;
TEMPS ;

```



```
*          CODE FONCTIONNEMENT
FLEREF = 23.25;
RESI = ABS ((FP1-FLEREF)/FLEREF);
SI (RESI <EG 1E-2);
  ERRE 0 ;
SINO;
  ERRE 5 ;
FINSI;
*
```

Dati Materiale

```
1
276.E3 6.9E3 0.25
3.4E3 0. 0.
0. 0. 0.
10. 10. 10. 10. 10.
1
2
2.54 1.27 45. 1
2.54 -1.27 -45. 1
```

Caso Test N. 3

Input Gibiane

```
*
* comp3 : test procedura @LAKAPPA
*
* Piastra in materiale composito
* (0,0,0) A/H=10 Elementi DST con correzione CT
*
opti echo 0 dime 3 elem tri3 ;
*
n = 6 ;
a = 5. ;
```

```
*
d1 = 0. 0. a ;
p1 = 0. 0. 0. ;
p2 = a 0. 0. ;
p3 = 0. a 0. ;
l1 = d n p1 p2;
s1 = l1 trans p3 n ;
p0 = s1 poin proc (a a 0.);
l2 = cote 2 s1 ;
l3 = cote 3 s1 ;
l4 = cote 4 s1 ;
*
tab = table ;
tab.tipo = 'MPLY' ;
tab. 1 = table ;
tab. 1 . mail = s1 ;
tab. 1 . felf = MOTS DST ;
tab. 1 . metrif = dire ;
tab. 1 . dirrif = p2 ;
tab. 1 . dirnor = d1 ;
*
@laread tab 'comp3n';
@lakappa tab ;
*
@lalist tab ;
*
vin1 = bloq uz ux ry l1 ;
vin2 = synt depl rota p3 p0 (a a a) s1 0.001 ;
vin3 = synt depl rota p2 p0 (a a a) s1 0.001 ;
vin4 = bloq uz uy rx l4 ;
vint = vin1 et vin2 et vin3 et vin4 ;
*
p = 1. ;
v2= 1000. 0. 500. ;
mo1 = tab . 1 . mod1 ;
FP = PRES COQU MO1 P V2 ;
*
DEP = @lacalc tab vint FP ;
*
```




```
FLEREF = 41.92 ;
FP1 = (EXTR DEP UZ P0) * 0.1 ;
RESI = ABS ((FP1-FLEREF)/FLEREF*100.);
*
MESS 'Freccia Teorica : ' FLEREF ;
MESS 'Freccia Calcolata: ' FP1 ;
MESS 'Errore % : ' RESI ;
*
@LAGRAPH TAB DEP 1 p2 p0 ;
*
TEMPS ;
*
fin;
```

Dati Materiale

```
2
3.4156 1.793 0.44
1. 0.608 1.015
0. 0. 0.
0. 0. 0. 0. 0.
0.34156 0.1793 0.44
0.1 0.0608 0.1015
0. 0. 0.
0. 0. 0. 0. 0.
1
3
0.1 0.45 0. 1
0.8 0. 0. 2
0.1 -0.45 0. 1
```

Caso Test N. 4

Input Gibiane

```
* test1 : test procedure compositi per laminati spessi
*
```

```
* Piastra in materiale composito
* (0,90)s A/H=10 Elementi COQ8
*
opti echo 0 dime 3 elem qua8 ;
*
n = 16 ;
a = 10. ;
*
d1 = 0. 0. a ;
p1 = 0. 0. 0. ;
p2 = a 0. 0. ;
p3 = 0. a 0. ;
l1 = d n p1 p2;
s1 = l1 trans p3 n ;
p0 = s1 poin proc (5. 5. 0.);
l2 = cote 2 s1 ;
l3 = cote 3 s1 ;
l4 = cote 4 s1 ;
*
tab = table ;
tab.tipo = 'MPLY' ;
tab. 1 = table ;
tab. 1 . mail = s1 ;
tab. 1 . felf = MOTS COQ8;
tab. 1 . metrif = dire ;
tab. 1 . dirrif = p2 ;
tab. 1 . dirnor = d1 ;
*
@laread tab 'test1n';
*
*@lalist tab ;
*
vin1 = bloq uz ux ry l1 ;
vin2 = bloq uz uy rx l2 ;
vin3 = bloq uz ux ry l3 ;
vin4 = bloq uz uy rx l4 ;
vint = vin1 et vin2 et vin3 et vin4 ;
*
p = -1. ;
```



```
v2= 1000. 0. 500. ;
mo1 = tab . 1 . mod1 ;
car1 = carb mo1 epai 10. ;
FP = PRES COQU MO1 P V2 car1 ;
*
DEP = @lacalc tab vint FP ;
*
FLEREF = -1.025E-4 ;
FP1 = EXTR DEP UZ P0 ;
RESI = ABS ((FP1-FLEREF)/FLEREF*100.);
*
MESS 'Freccia Teorica : ' FLEREF ;
MESS 'Freccia Calcolata: ' FP1 ;
MESS 'Errore % : ' RESI ;
*
TEMPS ;
*
fin;
```

Dati Materiale

```
1
25.E6 1.E6 0.25
5.E5 5.E5 2.E5
0. 0. 0.
0. 0. 0. 0. 0.
1
4
0.25 0.375 0.1
0.25 0.125 90.1
0.25 -0.125 90.1
0.25 -0.375 0.1
```

Caso Test N. 5

Input Gibiane

```
*
* test2 : test procedure compositi per laminati spessi
*
* Piastra in materiale composito
* (45,-45)s A/H=10 Elementi COQ8
*
opti echo 0 dime 3 elem qua8 ;
*
n = 16 ;
a = 10. ;
*
d1 = 0. 0. a ;
p1 = 0. 0. 0. ;
p2 = a 0. 0. ;
p3 = 0. a 0. ;
l1 = d n p1 p2;
s1 = l1 trans p3 n ;
p0 = s1 poin proc (5. 5. 0.);
l2 = cote 2 s1 ;
l3 = cote 3 s1 ;
l4 = cote 4 s1 ;
*
tab = table ;
tab.tipo = 'MPLY' ;
tab. 1 = table ;
tab. 1 . mail = s1 ;
tab. 1 . felf = MOTS COQ8;
tab. 1 . metrif = dire ;
tab. 1 . dirrif = p2 ;
tab. 1 . dirnor = d1 ;
*
@laread tab 'test2n';
*
*@lalist tab ;
*
vin1 = bloq uz ux ry l1 ;
vin2 = bloq uz uy rx l2 ;
vin3 = bloq uz ux ry l3 ;
vin4 = bloq uz uy rx l4 ;
```



```
vint = vin1 et vin2 et vin3 et vin4 ;
*
p = -1. ;
v2= 1000. 0. 500. ;
mol = tab . 1 . mod1 ;
car1 = carb mol epai 1. ;
FP = PRES COQU MO1 P V2 car1 ;
*
DEP = @lacalc tab vint FP ;
*
FLEREF = -7.0599E-5 ;
FP1 = EXTR DEP UZ P0 ;
RESI = ABS ((FP1-FLEREF)/FLEREF*100.);
*
MESS 'Freccia Teorica : ' FLEREF ;
MESS 'Freccia Calcolata: ' FP1 ;
MESS 'Errore % : ' RESI ;
*
TT2 = tab . 1 ;
TCAR1= @LAMAT tab 1 ;
NPLY = DIME TCAR1.MAT ;
*
MMGG = 0. ;
N = 1 ;
REPETER LOOP0 NPLY ;
*
SIG1 = SIGMA MO1 TCAR1.MAT.N DEP ;
SIG2 = RTENS SIG1 MO1 TCAR1.MAT.N p2 ;
SIG3 = CHAN NOEUD MO1 SIG2;
SIG4 = CHAN CHPO SIG3 MO1 ;
SS11 = EXTR SIG4 SMSS P0 ;
EP11 = TT2 . N . EPA ;
EC11 = TT2 . N . EXC ;
NN11 = SS11 * EP11 ;
MM11 = 0. ;
MMGG = MMGG + (NN11 * EC11) + MM11 ;
N = N + 1 ;
*
FIN LOOP0 ;
```

```
*
mmgg0 = -3.8775 ;
RESI = ABS ((mmgg-mmgg0)/mmgg0*100.);
MESS 'MOMENTO Teorico : ' mmgg0 ;
MESS 'MOMENTO Calcolato: ' mmgg ;
MESS 'Errore % : ' RESI ;
*
TEMPS ;
*
fin;
```

Dati Materiale

```
1
25.E6 1.E6 0.25
5.E5 2.E5 5.E5
0. 0. 0.
0. 0. 0. 0. 0.
1
4
0.25 0.375 45. 1
0.25 0.125 -45. 1
0.25 -0.125 -45. 1
0.25 -0.375 45. 1
```

Caso Test N. 6

Input Gibiane

```
*
* test3 : test procedure compositi per laminati spessi
*
* Piastra in materiale composito
* (45,-45)s A/H=100 Elementi COQ8
*
opti echo 0 dime 3 elem qua8 ;
*
```



```
n = 16 ;
a = 100. ;
*
d1 = 0. 0. a ;
p1 = 0. 0. 0. ;
p2 = a 0. 0. ;
p3 = 0. a 0. ;
l1 = d n p1 p2 ;
s1 = l1 trans p3 n ;
p0 = s1 poin proc (50. 50. 0.);
l2 = cote 2 s1 ;
l3 = cote 3 s1 ;
l4 = cote 4 s1 ;
*
tab = table ;
tab.tipo = 'MPLY' ;
tab. 1          = table      ;
tab. 1 . mail   = s1        ;
tab. 1 . felf   = MOTS COQ8 ;
tab. 1 . metrif = dire      ;
tab. 1 . dirrif = p2        ;
tab. 1 . dirnor = d1        ;
*
@laread tab 'test2n';
*
*@lalist tab ;
*
vin1 = bloq uz ux ry l1 ;
vin2 = bloq uz uy rx l2 ;
vin3 = bloq uz ux ry l3 ;
vin4 = bloq uz uy rx l4 ;
vint = vin1 et vin2 et vin3 et vin4 ;
*
p = -1. ;
v2= 1000. 0. 500. ;
mo1 = tab . 1 . mod1 ;
car1 = carb mo1 epai 1. ;
FP = PRES COQU MO1 P V2 car1 ;
*
```

```
DEP = @lacalc tab vint FP ;
*
FLEREF = -0.47520      ;
FP1 = EXTR DEP UZ P0 ;
RESI = ABS ((FP1-FLEREF)/FLEREF*100.);
*
MESS 'Freccia Teorica : ' FLEREF ;
MESS 'Freccia Calcolata: ' FP1 ;
MESS 'Errore % : ' RESI ;
*
TT2 = tab . 1 ;
TCAR1= @LAMAT tab 1 ;
NPLY = DIME TCAR1.MAT ;
*
MMGG = 0. ;
N = 1 ;
REPETER LOOP0 NPLY ;
*
SIG1 = SIGMA MO1 TCAR1.MAT.N DEP ;
SIG2 = RTENS SIG1 MO1 TCAR1.MAT.N p2 ;
SIG3 = CHAN NOEUD MO1 SIG2 ;
SIG4 = CHAN CHPO SIG3 MO1 ;
SS11 = EXTR SIG4 SMSS P0 ;
EP11 = TT2 . N . EPA ;
EC11 = TT2 . N . EXC ;
NN11 = SS11 * EP11 ;
MM11 = 0. ;
MMGG = MMGG + (NN11 * EC11) + MM11 ;
N = N + 1 ;
*
FIN LOOP0 ;
*
mmgg0 = -418.78 ;
RESI = ABS ((mmgg-mmgg0)/mmgg0*100.);
MESS 'MOMENTO Teorico : ' mmgg0 ;
MESS 'MOMENTO Calcolato: ' mmgg ;
MESS 'Errore % : ' RESI ;
*
TEMPS ;
```



*
fin;

Dati Materiale

1
25.E6 1.E6 0.25
5.E5 2.E5 5.E5
0. 0. 0.
0. 0. 0. 0. 0.
1
4
0.25 0.375 45. 1
0.25 0.125 -45. 1
0.25 -0.125 -45. 1
0.25 -0.375 45. 1

Caso Test N. 7

Input Gibiane

*
* Test Biassiale per la Lamina
*
* Test procedura @lafail
* First Play Failure - MaxStress
*
opti echo 0 ;
opti dime 3 elem tri3 mode trid ;
*
lun1 = 100. ;
ndiv1= 5 ;
*
p1 = 0 0 0 ; p2 = 0 lun1 0 ;
l1 = d p1 p2 ndiv1 ;

s1 = l1 trans ndiv1 (lun1 0. 0.) ;
tasser s1 ;
l2 = cote 2 s1 ;
l3 = cote 3 s1 ;
l4 = cote 4 s1 ;
*
*trac s1 ;
*
ttt = table ;
ttt.tipo = 'MPLY' ;
ttt.1 = table ;
ttt.1 . mail = s1 ;
ttt.1 . felf = MOTS DKT ;
ttt.1 . metrif = dire ;
ttt.1 . dirrif = (lun1 0. 0.) ;
ttt.1 . dirnor = (0. 0. lun1) ;
*
@laread ttt 'test01.dat' ;
*
vin1 = bloq l1 ux ;
vin2 = bloq s1 rota ;
vin3 = bloq p1 depl ;
vtot = vin1 et vin2 et vin3 ;
*
nn1 = (lun1 * 1.) * 1. ;
fft = frepart (nn1 0. 0.) l3 ;
*
tt2 = table 'LAMINATE_FAIL' ;
tt2.'CLIM' = vtot ;
tt2.'CHARG' = fft ;
tt2.'TYP_CRIT' = 'FPF' ;
tt2.'CRIT' = 'MAXSTRESS' ;
*
* Trazione



```
*
pang = prog ; psig = prog ;
teta = 0. ;
nnn = 0 ;
repe ciclo ;
  nnn = nnn + 1 ;
  ttt . 1 . 1 . ang = teta ;
  @lafail ttt tt2 ;
  sx = tt2.'FMF' ;
  mess 'angolo : ' teta ' sigma_x ' sx ;
  pang = inse pang nnn teta ;
  psig = inse psig nnn (sx/1000.) ;
  si (teta > 9.9); teta = teta + 5. ; sinon ;
  teta = teta + 2. ; finisi ;
  si (teta > 90.); quitter ciclo ; finisi ;
  menage ;
fin ciclo ;
*
ev1 = evol manu 'angolo' pang 'sig_x' psig ;
*
* Compressione
*
nn1 = (lun1 * 1.) * -1. ;
fft = frepart (nn1 0. 0.) l3 ;
*
tt2 = table 'LAMINATE_FAIL' ;
tt2.'CLIM' = vtot ;
tt2.'CHARG' = fft ;
tt2.'TYP_CRIT' = 'FPF' ;
tt2.'CRIT' = 'MAXSTRESS' ;
*
pang = prog ; psig = prog ;
teta = 0. ;
nnn = 0 ;
```

```
repe ciclo ;
  nnn = nnn + 1 ;
  ttt . 1 . 1 . ang = teta ;
  @lafail ttt tt2 ;
  sx = tt2.'FMF' ;
  mess 'angolo : ' teta ' sigma_x ' sx ;
  pang = inse pang nnn teta ;
  psig = inse psig nnn (sx/1000.) ;
  si (teta > 9.9); teta = teta + 5. ; sinon ;
  teta = teta + 2. ; finisi ;
  si (teta > 90.); quitter ciclo ; finisi ;
  menage ;
fin ciclo ;
*
ev2 = evol manu 'angolo' pang 'sig_x' psig ;
*
ev3 = evol manu (prog 0. 5. 10. 15. 20. 30. 45. 60. 75.
90.)
          (prog 150. 70. 30. 20. 15. 11. 7. 5. 4.
4.);
ev4 = evol manu (prog 15. 30. 45. 60. 75. 90.)
          (prog 25. 19. 17. 15. 17. 20.);
*
TAB1=TABLE;
TAB1.1=mot 'TITR Trazione';
TAB1.2=mot 'TIRR TITR Compressione';
TAB1.3='MARQ LOSA NOLI TITR Exp.tr' ;
TAB1.4='MARQ CROI NOLI TITR Exp.co' ;
DESS (EV1 ET EV2 ET EV3 ET EV4)
      XBOR 0. 90. LOGY GRIL LEGE TAB1 ;
*
@excell ev1 'test01at.txt' ;
@excell ev2 'test01ac.txt'
*
```



fin ;

Dati Materiale

```
1
7.8E6 2.6E6 0.25
1.3E6 0. 0.
0. 0. 0.
150.E3 150.E3 4.E3 20.E3 6.E3
1
1
1. 0. 0. 1
```

Caso Test N. 8

Input Gibiane


```
*
* Test Biassiale per un Laminato Simmetrico
*
* Test procedura @lafail
* First Play Failure - MaxStress
*
opti echo 0 ;
opti dime 3 elem tri3 mode trid ;
*
lun1 = 100. ;
ndiv1= 5 ;
*
p1 = 0 0 0 ; p2 = 0 lun1 0 ;
l1 = d p1 p2 ndiv1 ;
s1 = l1 trans ndiv1 (lun1 0. 0.) ;
tasser s1 ;
l2 = cote 2 s1 ;
```

```
l3 = cote 3 s1 ;
l4 = cote 4 s1 ;
*
*trac s1 ;
*
ttt = table ;
ttt.tipo = 'MPLY' ;
ttt.1 = table ;
ttt.1 . mail = s1 ;
ttt.1 . felf = MOTS DKT ;
ttt.1 . metrif = dire ;
ttt.1 . dirrif = (lun1 0. 0.) ;
ttt.1 . dirnor = (0. 0. lun1) ;
*
@laread ttt 'test02.dat' ;
*
vin1 = bloq l1 ux ;
vin2 = bloq s1 rota ;
vin3 = bloq p1 depl ;
vtot = vin1 et vin2 et vin3 ;
*
nn1 = (lun1 * 1.) * 1. ;
fft = frepart (nn1 0. 0.) l3 ;
*
tt2 = table 'LAMINATE_FAIL' ;
tt2.'CLIM' = vtot ;
tt2.'CHARG' = fft ;
tt2.'TYP_CRIT' = 'LPF' ;
tt2.'CRIT' = 'MAXSTRESS' ;
tt2.'ITERMAX' = 50 ;
*
* Trazione
*
pang = prog ; psig = prog ;
```



```
teta = 0. ;
nnn = 0 ;
repe ciclo ;
  nnn = nnn + 1 ;
  ttt . 1 . 1 . ang = teta ;
  ttt . 1 . 2 . ang = (-1. * teta) ;
  ttt . 1 . 3 . ang = teta ;
  @lafail ttt tt2 ;
  sx = tt2.'FMF' / 3. ;
  mess 'angolo : ' teta ' sigma_x ' sx ;
  pang = inse pang nnn teta ;
  psig = inse psig nnn (sx/1000.) ;
  si (teta > 9.9); teta = teta + 5. ; sinon ;
  teta = teta + 2. ; finisi ;
  si (teta > 90.); quitter ciclo ; finisi ;
  menage ;
fin ciclo ;
*
ev1 = evol manu 'angolo' pang 'sig_x' psig ;
*
* Compressione
*
nn1 = (lun1 * 1.) * -1. ;
fft = frepart (nn1 0. 0.) l3 ;
*
tt2 = table 'LAMINATE_FAIL' ;
tt2.'CLIM' = vtot ;
tt2.'CHARG' = fft ;
tt2.'TYP_CRIT' = 'LPF';
tt2.'CRIT' = 'MAXSTRESS';
tt2.'ITERMAX' = 50 ;
*
pang = prog ; psig = prog ;
teta = 0. ;
```

```
nnn = 0 ;
repe ciclo ;
  nnn = nnn + 1 ;
  ttt . 1 . 1 . ang = teta ;
  ttt . 1 . 2 . ang = (-1. * teta) ;
  ttt . 1 . 3 . ang = teta ;
  @lafail ttt tt2 ;
  sx = tt2.'FMF' / 3. ;
  mess 'angolo : ' teta ' sigma_x ' sx ;
  pang = inse pang nnn teta ;
  psig = inse psig nnn (sx/1000.) ;
  si (teta > 9.9); teta = teta + 5. ; sinon ;
  teta = teta + 2. ; finisi ;
  si (teta > 90.); quitter ciclo ; finisi ;
  menage ;
fin ciclo ;
*
ev2 = evol manu 'angolo' pang 'sig_x' psig ;
*
ev3 = evol manu (prog 0. 15. 30. 45. 60. 75. 90.)
              (prog 150. 30. 15. 6. 5. 4. 4.);
ev4 = evol manu (prog 45. 60. 75. 90.)
              (prog 17. 15. 17. 20.);
*
TAB1=TABLE;
TAB1.1=mot 'TITR Trazione';
TAB1.2=mot 'TIRR TITR Compressione';
TAB1.3='MARQ LOSA NOLI TITR Exp.tr' ;
TAB1.4='MARQ CROI NOLI TITR Exp.co' ;
DESS (EV1 ET EV2 ET EV3 ET EV4)
      XBOR 0. 90. LOGY GRIL LEGE TAB1 ;
*
@excell1 ev1 'test02at.txt' ;
@excell1 ev2 'test02ac.txt'
```


 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	97	82

*

fin ;

Dati Materiale

1

7.8E6 2.6E6 0.25

1.3E6 0. 0.

0. 0. 0.

150.E3 150.E3 4.E3 20.E3 6.E3


1

3

1. 1. 0. 1

1. 0. 0. 1

1. -1. 0. 1

 Divisione Sistemi Energetici Ecosostenibili	Sigla di identificazione	Distrib.	Pag.	di
	CT-SBE-00003	L	98	82

Lista di Distribuzione

Tavoni R.	ERG-SIEC	Bologna
Gherardi G.	ERG-SIEC	Bologna
Pezzilli M.	ERG-SIEC	Casaccia
Corsi F.	ERG-SIEC-SISTRU	Casaccia
Miliozzi A.	ERG-SIEC-SISTRU	Casaccia
De Luca A.	INN-NUMA	Casaccia