



National Technical University of Athens
School of Mechanical Engineering
Section of Manufacturing Technology

**EXPERIMENTAL AND NUMERICAL
INVESTIGATION OF THE BEHAVIOR OF CFRP
CIRCULAR TUBULAR SPECIMENS UNDER
QUASI-STATIC OBLIQUE COMPRESSION**

Pinelopi L. Mageira

Diploma Thesis

Under the Supervision of Professor D. E. Manolakos

Athens
February, 2022

Statement of Responsibility

Statement of responsibility for plagiarism and copyright theft:

I have read and understood the rules for plagiarism and how to properly cite the sources described in the Thesis Guide. I declare that, as far as I know, the content of this Thesis is the product of my own work and there are references to all the sources used.

The views and conclusions contained in this Thesis are those of the author and should not be construed as representing the official positions of the School of Mechanical Engineering or the National Technical University of Athens.

Pinelopi Mageira

Acknowledgements

First and foremost, I would like to acknowledge the help and the support of the personnel of Section of Manufacturing Technology.

I would like to express my gratitude to my supervisor, Professor Dimitrios Manolakos, for his continuous guidance, trust and support. I place on record, my sincere thank you to my advisor, PhD candidate Stavros Lykakos for his precious guidance, suggestions and feedback. With many sincere thanks to Dr. Protesilaos Kostazos for his shared knowledge and suggestions. I would like to acknowledge the assistance provided by Mr. Konstantinos Kerasiotis.

From the bottom of my heart, I take this opportunity to say a big thank you to my parents, Lampros and Evangelia, as well as to Emmanouil Sakaridis for their unlimited understanding and support as well as their unceasing encouragement.

Table of Contents

<i>Statement of Responsibility</i>	<i>ii</i>
<i>Acknowledgements</i>	<i>iii</i>
<i>Table of Contents</i>	<i>iv</i>
<i>Abstract</i>	<i>viii</i>
<i>Abstract in Greek</i>	<i>ix</i>
<i>Abbreviations - Acronyms</i>	<i>x</i>
<i>List of Symbols</i>	<i>xi</i>
<i>Chapter One: Introduction</i>	<i>1</i>
Traffic Collisions	1
Crashworthiness Analysis of Shells	1
Applications of Crash Tubes.....	5
Reduction of Environmental Pollution.....	5
<i>Chapter Two: Literature Review</i>	<i>7</i>
<i>Chapter Three: Scope of Thesis</i>	<i>10</i>
<i>Chapter Four: Theoretical Background</i>	<i>11</i>
Classification of composite materials.....	11
Fibers and their construction.....	12
Matrix	13
Fabrics	13
Imperfections of composite materials	14
Composite fabrication methods.....	15
Energy absorbers.....	16
Collapse of crash tubes	17
Progressive crashing (mode I).....	18
Brittle fracture (mode II).....	19
Progressive folding and hinging (mode III)	19
Parameters affecting the collapse	20
Triggering	20
Remarks on collapse	21
Behavior of tubes under oblique loading.....	23
Crashworthiness indicators	23
<i>Chapter Five: Experimental Procedure</i>	<i>25</i>

Experimental Set Up	25
Tensile Strength Calculation	26
CFRP Circular Tubular Specimens Compressive Test	32
<i>Chapter Six: Experimental Results & Analysis</i>	34
0° Angle	34
Remarks on specimens under axial loading.	36
3° Angle	38
7° Angle	40
Remarks on specimens under 3 and 7 degrees oblique loading.	42
12° Angle	47
17° Angle	49
Remarks on specimens under 12 and 17 degrees oblique loading.	51
22° Angle	55
Remarks on specimens under 22 degrees oblique loading.	57
Overall Remarks	60
<i>Chapter Seven: Crashworthiness Indicators</i>	64
Peak Crashing Force	66
Absorbed Energy	68
Mean Crashing Force	69
Specific Energy Absorption	71
Crash Force Efficiency and Load Uniformity	72
Overall remarks	74
<i>Chapter Eight: Stereoscopic Analysis</i>	76
0° Angle	76
3° Angle	79
7° Angle	82
12° Angle	85
17° Angle	88
22° Angle	90
Defining thickness and layering	92
<i>Chapter Nine: Finite Element Analysis</i>	94
Finite Element Method & Ls - Dyna	94
Defining Material Properties	95
Finite element model	98
Modelling material	104

Modelling the various loading angles	108
<i>Chapter Ten: Results of the numerical simulation</i>	109
Stages of collapse & compressive load - compressive extension graphs.....	109
0° loading angle	109
3° loading angle	111
7° loading angle	113
12° loading angle.....	115
17° loading angle.....	116
22° loading angle.....	118
Comparison of the collapse of the specimens and the modelled tubes	119
Crashworthiness indicators	120
Critical loading angle.....	122
<i>Chapter Eleven: Conclusions</i>	123
<i>Chapter Twelve: Future Work</i>	127
<i>References</i>	128
<i>Bibliography</i>	130
English Bibliography	130
Greek Bibliography.....	132
<i>Appendix A</i>	133
<i>Appendix B</i>	160
Appendix B1	160
Appendix B2.....	161
Appendix B3.....	163
<i>Appendix C: Summary in Greek</i>	165
Εισαγωγή	165
Βιβλιογραφική ανασκόπηση	166
Πεδίο εφαρμογής	167
Θεωρητικό Υπόβαθρο.....	168
Πειραματική διαδικασία	173
Πειραματικά αποτελέσματα και ανάλυση αυτών	174
Δοκίμια υποκειμένα σε αξονική φόρτιση (δοκίμιο 1a)	174
Δοκίμια υποκειμένα σε λοξή φόρτιση υπό γωνία 3° και 7° (δοκίμια 2c και 3b).....	175
Δοκίμια υποκειμένα σε λοξή φόρτιση υπό γωνία 12° και 17° (δοκίμια 4c και 5c).....	177
Δοκίμια υποκειμένα σε λοξή φόρτιση υπό γωνία 22° (δοκίμιο 6b).....	179
Συνολικές παρατηρήσεις.....	180

Δείκτες αξιολόγησης.....	182
Στερεοσκοπική Ανάλυση.....	185
Γωνία φόρτισης ίση με 0°.....	185
Γωνία φόρτισης ίση με 3°.....	186
Γωνία φόρτισης ίση με 7°.....	187
Γωνία φόρτισης ίση με 12°.....	188
Γωνία φόρτισης ίση με 17°.....	189
Γωνία φόρτισης ίση με 22°.....	190
Καθορισμός πάχους και διαστρωμάτωσης.....	190
Αριθμητική προσομοίωση.....	191
Μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων & Ls - Dyna.....	191
Καθορισμός ιδιοτήτων του υλικού.....	192
Μοντέλο πεπερασμένων στοιχείων.....	193
Μοντελοποίηση του υλικού του κελύφους.....	195
Μοντελοποίηση της λοξής συμπίεσης.....	196
Αποτελέσματα αριθμητικής προσομοίωσης.....	197
Στάδια κατάρρευσης των κελυφών & διαγράμματα φορτίου - μετατόπισης.....	197
Γωνία φόρτισης ίση με 0°.....	198
Γωνία φόρτισης ίση με 3°.....	198
Γωνία φόρτισης ίση με 7°.....	199
Γωνία φόρτισης ίση με 12°.....	200
Γωνία φόρτισης ίση με 17°.....	201
Γωνία φόρτισης ίση με 22°.....	202
Σύγκριση της κατάρρευσης των μοντελοποιημένων κελυφών και των δοκιμίων.....	202
Δείκτες αξιολόγησης.....	203
Κρίσιμη γωνία φόρτισης.....	204
Συμπεράσματα.....	204
Μελλοντική διερεύνηση.....	208
<i>Appendix D: Table of Figures.....</i>	<i>209</i>
<i>Appendix E: Table of Tables.....</i>	<i>218</i>

Abstract

The increase of vehicle traffic implies the need for the improvement of vehicle safety, resulting in considerable and extensive research on this field. The usage of crash boxes as energy absorbers has proved that they are significantly efficient during a frontal collision scenario, because they decrease the kinetic energy and therefore the deceleration that are exerted in the occupants and the cargo, and thus reducing the probability of the occurrence of injuries and damage respectively. The first crashworthiness experiments involved specimens from steel and later on from aluminum. However, researchers have noticed that fibre reinforced polymers (FRPs) can be a promising candidate for crashworthiness applications where lightweighting is crucial (e.g. Automobile and Aerospace industry). The quasi - static oblique crashing of FRP energy absorbers is an active area of research.

This thesis aims to explore the crashworthiness behavior of circular tubes under quasi - static oblique loading. Seventeen circular tubes were tested in various cases of oblique compression, using a Universal Testing Machine. The tubes were manufactured by carbon fiber reinforced polymer (CFRP) laminas. The effect of the angle between the loading direction and the specimen's longitudinal axis (i.e. loading angle) on the collapse mechanisms and the crashworthiness indicators are investigated. The loading angle ranged from 0° to 22° . The collapsed specimens were analyzed both macroscopically and stereoscopically as a means to deeper understand the failure mechanisms of this structure. A numerical simulation of the experimental procedure was developed using the non-linear explicit Finite Element code LS-Dyna.

The results illustrate the extent of the influence of the loading angle on the energy absorption capability of the circular tubes. In particular, the larger the loading angle, the less energy is absorbed by the tubes, while bending gradually replaces other mechanisms of collapse. A larger loading angle is related with less changes in deceleration. In addition, the numerical simulation is an accurate representation of the tubes' compression, as the deviation between the energy related crashworthiness indicators of the experimental procedure and the simulation is less than $\pm 10\%$.

Abstract in Greek

Η αύξηση της κυκλοφορίας των οχημάτων συνεπάγεται την ανάγκη για βελτίωση της ασφάλειας αυτών, οδηγώντας σε εκτεταμένη έρευνα στον τομέα αυτό. Η χρήση των απορροφητών ενέργειας στο εμπρόσθιο τμήμα του πλαισίου του οχήματος έχει αποδείξει ότι είναι σημαντικά αποτελεσματικά κατά την περίπτωση της μετωπικής πρόσκρουσης, μιας και μειώνουν την κινητική ενέργεια και συνεπώς την επιβράδυνση που ασκείται στους επιβάτες και στο μεταφερόμενο φορτίο, ελαττώνοντας έτσι την πιθανότητα τραυματισμών και ζημιών αντίστοιχα. Οι πρώτες μελέτες στις διατάξεις απορρόφησης ενέργειας αφορούσαν δοκίμια κατασκευασμένα από χάλυβα και αργότερα από αλουμίνιο. Ωστόσο, έχει παρατηρηθεί ότι τα ινώδη σύνθετα υλικά (fibre reinforced polymers - FRPs) είναι ιδιαίτερα υποσχόμενα για εφαρμογές διατάξεων απορρόφησης ενέργειας όπου το μικρό βάρος είναι απαραίτητο (π.χ. αυτοκινητοβιομηχανία και αεροδιαστημική βιομηχανία). Η οιονεί - στατική λοξή συμπίεση των FRP απορροφητών ενέργειας αποτελεί ένα ενεργό πεδίο έρευνας.

Στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι να συμβάλει στη μελέτη της συμπεριφοράς κυκλικών κελυφών υπό οιονεί στατική λοξή φόρτιση. Δεκαεπτά κυκλικά κελύφη τέθηκαν σε λοξή συμπίεση υπό διάφορες γωνίες με τη χρήση καθολικής μηχανής δοκιμών (Universal Testing Machine). Τα κελύφη είναι κατασκευασμένα από ανθρακονήματα (carbon fiber reinforced polymers - CFRP). Διερευνάται η επίδραση της γωνίας ανάμεσα στη διεύθυνση φόρτισης και στον διαμήκη άξονα του δοκιμίου (δηλαδή της γωνίας φόρτισης) στους μηχανισμούς κατάρρευσης, καθώς και στους δείκτες αξιολόγησης (crashworthiness indicators) κάθε κελύφους. Η γωνία φόρτισης κυμάνθηκε από 0° έως 22°. Μετά το πέρας των δοκιμών τα δοκίμια εξετάστηκαν μακροσκοπικά και στερεοσκοπικά για την μελέτη των μηχανισμών κατάρρευσης. Επίσης, αναπτύχθηκε αριθμητική προσομοίωση της πειραματικής διαδικασίας μέσω του κώδικα πεπερασμένων στοιχείων LS - DYNA.

Τα αποτελέσματα της εργασίας απεικονίζουν την έκταση της επίδρασης της γωνίας φόρτισης στην ικανότητα απορρόφησης ενέργειας των κυκλικών κελυφών. Συγκεκριμένα, η αύξηση της γωνίας φόρτισης έχει ως αποτέλεσμα τη μείωση της απορρόφησης ενέργειας, ενώ η κάμψη σταδιακά αντικαθιστά άλλους μηχανισμούς κατάρρευσης. Μια μεγαλύτερη γωνία φόρτισης σχετίζεται με λιγότερες αλλαγές στην επιβράδυνση. Επιπλέον, η αριθμητική προσομοίωση αναπαριστά επακριβώς τη συμπίεση των κελυφών, μια και η απόκλιση ανάμεσα στους δείκτες αξιολόγησης, που σχετίζονται με την απορρόφηση της ενέργειας, της πειραματικής διαδικασίας και της προσομοίωσης είναι μικρότερη από $\pm 10\%$.

Abbreviations - Acronyms

AE: Absorbed Energy

AFRP: Aramid Fiber Reinforced Polymer

CFE: Crash Force Efficiency

CFRP: Composite Fibre Reinforced Polymer

FRP: Fibre Reinforced Polymer

GFRP: Glass Fiber Reinforced Polymer

LU: Load Uniformity

MCF: Mean Crashing Force

PAN: Polyacrylonitrile

PCF: Peak Crashing Force

PVA: Polyvinyl Alcohol

RTM: Resin Transfer Molding

SEA: Specific Energy Absorption

UD: Unidirectional

UTM: Universal Testing Machine

UTS: Ultimate Tensile Strength

List of Symbols

α : non - linear shear stress parameter.

β : weighting factor for shear stress.

d: displacement of the specimen.

d_{\max} : maximum displacement of the tube.

E_x : the Young's modulus in the longitudinal direction of a laminate.

E_y : the Young's modulus in the transverse direction of a laminate.

E_1 : the Young's modulus in the longitudinal direction of a ply.

E_2 : the Young's modulus in the transverse direction of a ply.

ε : strain.

G_{xy} : the shear modulus of a laminate.

G_{12} : the shear modulus of a ply.

k: ply number.

m: mass of the crashed specimen.

N: the number of plies in each laminate.

P: total normal force applied by the platen to the specimen.

σ : normal stress.

t: thickness.

τ : shear stress.

ν : the Poisson's ratio of a laminate.

Chapter One: Introduction

Over the last few decades, the increase of transport vehicles has led to the urgent need for searching for ways to augment their safety, so that, in case of an accident, the adverse consequences of it to be as mild as possible. It is a fact that the automotive industry is constantly advancing and improving in the areas of both active and passive safety. The term passive safety refers to the measures taken with purpose the reduction of the unfavorable effects of an accident. Therefore, the ability of a vehicle to withstand a collision or crash, with the aim to protect its occupants of physical injury, or at least to reduce it to a minimum, as well as to minimize damage to its cargo, is necessary. This ability is called crashworthiness.

Traffic Collisions

The augmentation of transport vehicles resulted in the unfavorable increase of traffic collisions, meaning that the number of the related injuries and deaths was also escalated. However, due to extensive research regarding transportation safety this adverse trend has declined. The introduction of energy absorbers in automotive industry is a significant reason behind this reduction. Figure 1.1 presents the statistics of the number of cars as well as traffic collision related injuries and deaths from 1991 to 2020 in Greece. The improvement in vehicle safety is illustrated, but most importantly the size of the problem and thus the significance of this improvement and the necessity for further advancements in crashworthiness are also presented.

Crashworthiness Analysis of Shells

Research has mainly focused on the case of frontal collision, where the reduction of the vehicle's kinetic energy will eventually be exerted on the occupants and the cargo is essential, in order to maintain their safety. To ensure this, energy absorbers are used. Crash boxes are shells, placed on the front part of the vehicle in the direction of the applied force. During a collision or a crash, the force exerted leads to their deformation, which results in the absorption of the kinetic energy transferred to the occupants and cargo.

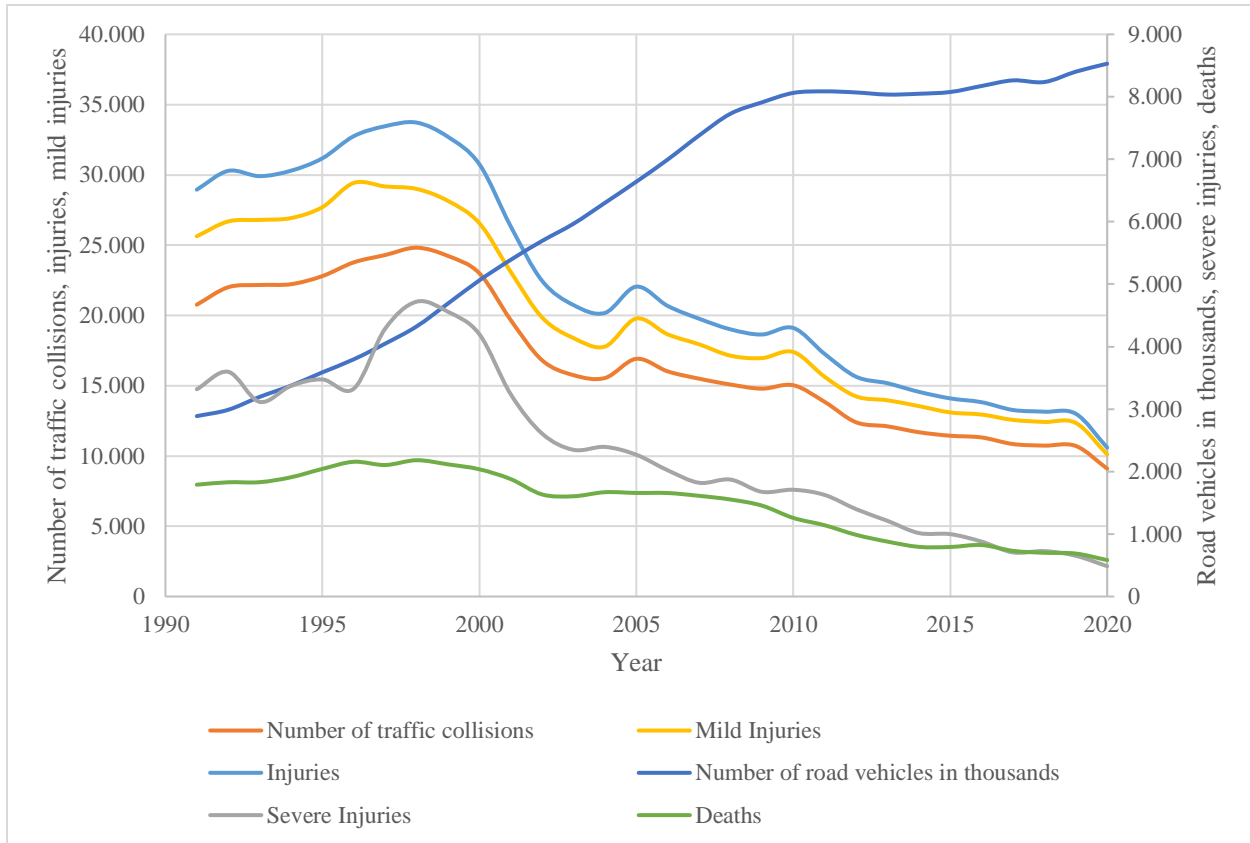


Figure 1.1: Statistics regarding road vehicle traffic and related injuries (source of statistic data: Hellenic Statistic Authority)

When designing energy absorbers, it should be borne in mind that they may be subjected to particularly high loading values. In order the greatest possible energy absorption to achieved, they must deform plastically in a great extent. If this did not happen, following the maximum elastic deformation, the elastic energy would be transferred to the vehicle occupants and the cargo, resulting them being subjected to high deceleration. Moreover, the maximum force exerted on the energy absorber, and therefore the maximum deceleration of the vehicle, must remain below a threshold to avoid injury or damage. The shortening length of the energy absorber must also be long enough to absorb kinetic energy. A stable mode of collapse, because in this way they can withstand uncertain working loads. Their light weight, high specific energy absorption, low cost and easy installation are also essential, especially when it comes to applications in the automotive industry. The energy absorbers' light weight is particularly important, due to the fact that when a vehicle's weight is less, more fuel is saved, and thus less CO₂ is emitted.

Thin - walled crash tubes are used as energy absorbers in vehicles. They are placed in the frontal part of a vehicle, between the bumper beam and the front rail, and they can be easily replaced. Crash tubes are able to absorb great amounts of kinetic energy in case of a crash, meaning that the forces transmitted to the front

rail, and thus its plastic deformation, are limited. As a result, the rail does not need to be replaced (Figure 1.2). Crash tubes can be constructed in the form of various geometries. Some examples are shells of cylindrical, rectangular, conical or hourglass geometry, with the former ones predominating. More specifically, by comparing the cylindrical geometry with the rectangular one, with both of them having been studied in detail, it is concluded that the existence of angles in the second one contributes to the stress concentration there, resulting in large cracks and thus degrading the mechanical properties of the energy absorber.

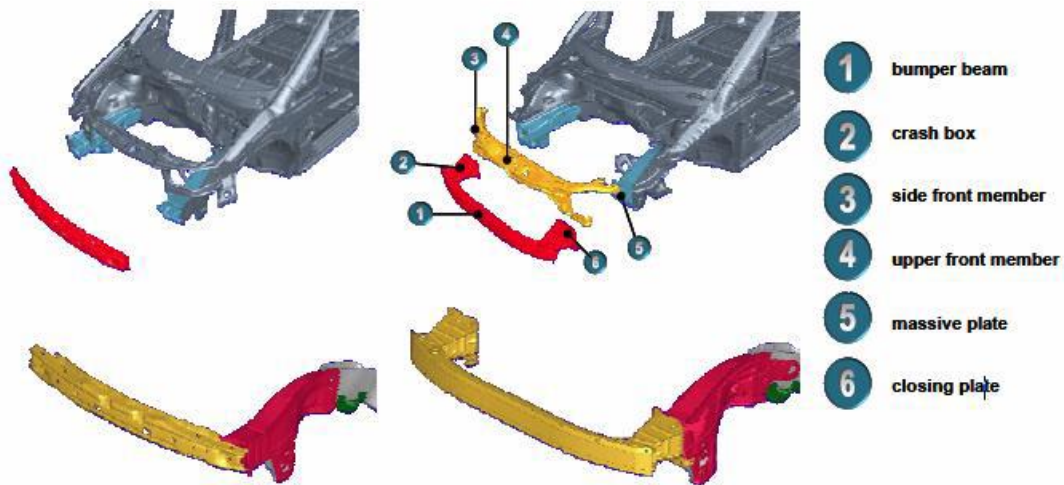


Figure 1.2: Old and new front end vehicle structure. [1]

Energy absorbers used to be made solely of metals, such as aluminum, but after extensive research it became clear that composite materials are characterized by many advantages. Some typical examples of composite materials used in energy absorbing applications are carbon fiber reinforced polymer (CFRP), glass fiber reinforced polymer (GFRP) and aramid fiber reinforced polymer (AFRP), while in several cases foam is used as a filling inside the tube. Regarding crashworthiness applications, the advantages of composite materials include high specific energy absorption, high stiffness - to - weight and low specific weight - to - density. In addition, the mechanical properties of composite crash tubes, and thus their collapse mode, can be adapted appropriately by choosing the most suitable combination of fiber material, matrix, as well as fiber direction.

The use of composite materials provides the necessary progressive deformation and stable collapse in a controlled manner. More specifically, the crash mode of the crash boxes depends on the geometry, the characteristics of the material and the testing parameters, while additionally it can be classified in one of the following three modes. The first mode is progressive failure with the formation of microcracking

(Figure 1.3). Microcracking is the dominant mechanism of collapse, in contrast with the plastic deformation of metals. It results in the absorption of large amounts of kinetic energy, more than any other mode of collapse. For this reason, progressive failure is the desired mode. Trigger mechanisms are often used to achieve the collapse of the specimen in this mode. The second mode is brittle failure of the crash tube, which leads to catastrophic failure resulting to low energy absorption (Figure 1.4). The third mode is progressive folding and hinging, which is similar to the case of thin-walled metal tubes, while additionally provides medium energy absorption (Figure 1.5).

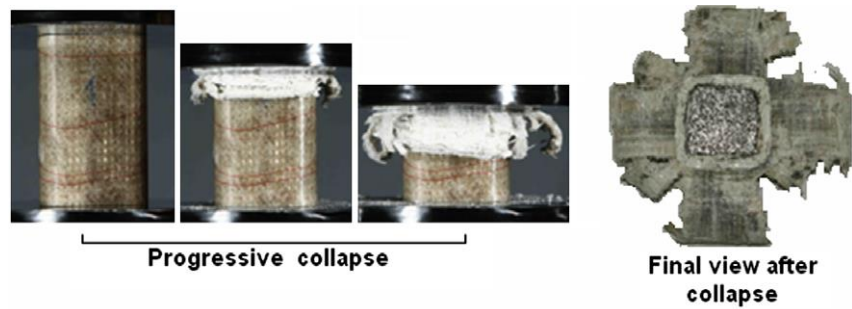


Figure 1.3: Progressive failure of a specimen (mode I). [2]

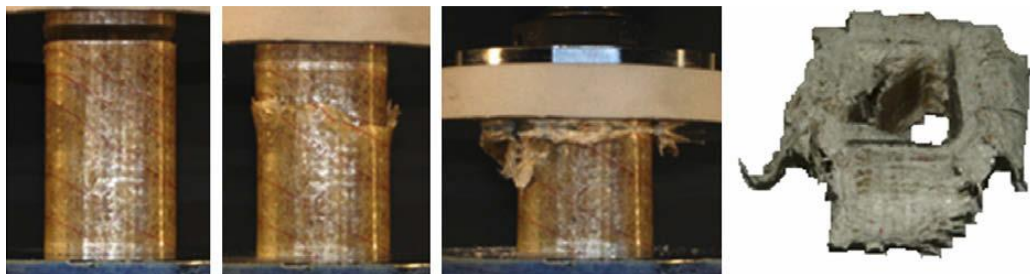


Figure 1.4: Brittle fracture of a specimen (mode II) and final view of it after the collapse. [2]

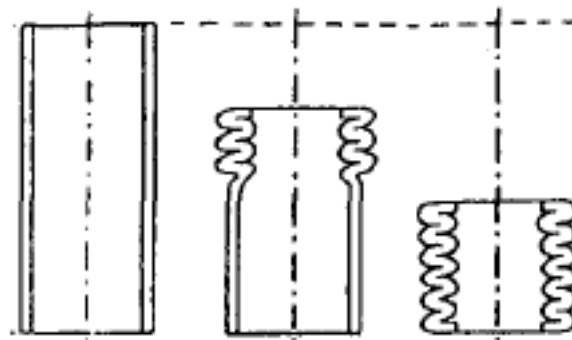


Figure 1.5: Progressive folding of a specimen (mode III). [3]

The complexity of the phenomenon makes experimental testing an integral part of the research on energy absorbers. Although full sized cars with dummies as their occupants are used, due to their high cost a large part of the experimental work is carried out on test specimens. Two main experimental techniques are usually followed. The first one regards the quasi - static loading of the specimen using a universal testing machine. This technique simulates relatively accurately the case of low - speed collision. The second technique is the drop hammer, which concerns the dynamic loading of the specimen. In this thesis, the first technique was used, due to the fact that the stages of collapse and the related failure mechanisms that are developed during the compression test are more observable. Finite element commercial programs are also used to model the collapse of crash tubes, although there is a need of improvement. Through them, a smaller number of test specimens is needed. As a result, the cost is reduced. Furthermore, in the case of modeling an entire vehicle, the construction of an expensive prototype is not required.

Applications of Crash Tubes

Crash tubes have many applications in a plethora of industries, strongly contributing to the reduction of collisions' consequences. As mentioned above, they are widely used in automobile industry. They can also be found in a variety of other industries. Crash tubes provide the same benefits in rail transportation as in the automobile industry. In Aerospace they are used mainly as protection in seating in case of a crash, while regarding Defense industry they are able to both support and mitigate any prospective blasts in areas such as doors, floors, seats, and storage spaces for tactical vehicles. Another application of crash tubes is in shipping industry, in which they provide protection in sensitive cargo such as nuclear materials. Crash tubes also augment industrial safety and reduce the industrial accidents.

Reduction of Environmental Pollution

An important factor that should be taken into account is the selection of a material that would contribute to environmental pollution as little as possible. A great advantage of composite materials is their light weight. CFRP energy absorbers combine light weight with excellent mechanical properties, such as high stiffness to weight ratio, while they are also known for their high specific energy absorption. Lightweighting is an increasingly important factor in automotive industry. When an energy absorber, and thus a car, is lighter, the fuel consumption is less. This results to lower CO₂ emissions and air pollutants, such as NO_x and SO_x.

CO₂ contributes to the greenhouse effect, meaning that its reduction is urgent so that further global warming to be prevented. SO₂ and NO₂ lead to acid rain, while the latter is also responsible for the photochemical smog. When electric and hybrid cars are concerned, the necessity of a better mass to absorbed energy ratio is increased, due to the need to reduce the car's weight so that energy to be saved.

Chapter Two: Literature Review

During the 1960s, vehicle manufacturers began to take vehicle safety into consideration to a large extent. In 1959 the seat belts were first introduced as standard equipment in cars, while in 1966, the first vehicle standards were legislated. At the same time, the research regarding the use of crash tubes as energy absorbers began - a trend that continues to this day. Crash tubes of plenty of geometries have been investigated, such as of rectangular, circular, hourglass and frusta geometry. Moreover, different materials, such as metals and lately composite materials, have been explored.

In the beginning, mainly theoretical formulas were investigated. In the 1960, Alexander explored theoretically the mean load applied on thin cylindrical shells under axial loading. Pugsley studied the crumbling of a variety of tubular structures, including struts and columns. In the '70s and '80s, Abramowicz and Wierzbicki continued Alexander's research on steel square tubes. Thornton focused on the energy absorption by structural collapse. Sometime later, Abramowitz and Jones proved experimentally the theoretical models that have been proposed in the previous decades for both square and circular tubes.

Mamalis et al. [4] investigated the static and dynamic axial crumbling of thin - walled fiberglass composite square tubes. They observed two failure modes. Mode I is stable, progressive mode and absorbs great amounts of energy, while Mode II is unstable, brittle fracture leading to catastrophic failure. Furthermore, it was shown experimentally that square and circular tubes developed similar deformation mechanisms, apart from the size of the crash zone over the tube circumference. It was also concluded that the material's characteristics play a significant role to the crashworthiness behavior of the specimens, as well as to the importance of the friction conditions to the energy absorption.

Experiments have been carried out also by Mamalis et al. [5], [6] in order to investigate the crashworthiness characteristics of axially statically and dynamically compressed thin - walled square CFRP tubes (Figure 3.1). They observed mainly three modes of brittle collapse: progressive crushing, local shell buckling and mid - length collapse. Progressive crushing mode is the most stable of all and leads to lamina bending and tube wall splaying, while the specimen absorbs great amounts of energy. The second mode of collapse is more common on thinner CFRP tubes, while thicker ones tend to collapse by the first or the third mode. Also, the increase of the number of the fibre reinforced layers of the specimen leads to the rise of the wall thickness, and thus of the peak compressive load. Moreover, they concluded that the increase of the compressive strain rate leads to an augmentation of both the peak compressive load and the energy absorption.

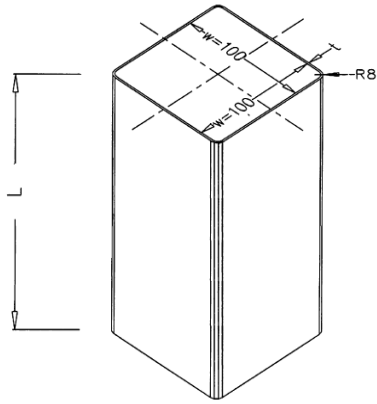


Figure 2.1: Geometry of the square tubes used by Mamalis et al. [5]

Huang and Wang [7] carried out numerical and experimental investigations on the axial response of carbon reinforced composite tubes. They found out that the bevel trigger can control the position of crashing initiation, reduce the peak force and increase the stability of axial crashing process. In addition, they developed crashing triggers in the numerical simulation that can effectively model a bevel trigger and initiate stable progressive crashing process. Moreover, Mamalis et. al [8] developed a finite element model for the static and dynamic axial collapse of CFRP tubes. The collapse modes of the experimental specimens were simulated effectively, while the crashworthiness indicators were close to the experimental, especially regarding the unstable modes of collapse.

Bambach et al. [9] investigated composite steel - CFRP square tubes under axial impact. They observed that the failure is a ductile and stable plastic mode. The use of composite material at an existing steel tube gives exceptional crashworthiness indicators, including mean crashing force, specific energy absorption and load uniformity. Mamalis et al. [2] carried an experimental and numerical research on the crashworthiness of composite rectangular thin - walled tubes internally reinforced with aluminum or polymeric foams. The collapsed in mode I which is the most efficient mode in terms of energy absorption. This study showed that the aluminum foam as a filler material has better energy/mass and energy/volume absorbing ratio, as well as greater stabilization of the specimen during collapse than the polymeric foam. Obradovic et al. [10] explored the lightweight design and crash analysis of composite frontal impact energy absorbing structures. They developed a model to simulate the brittle composite material behavior.

Zhu et al. [11] explored both experimentally and numerically the crashworthiness behavior of aluminum, CFRP and hybrid aluminum/CFRP circular structures under oblique crashing load (Figure 3.2). They concluded that the hybrid specimens are more efficient in energy absorption in oblique loading than the CFRP tubes. In all three material cases the specific energy absorption decreased with the increase of the oblique angle. When the angle was small and the wall thickness increased, the specific energy absorption of the aluminum tube also increased, but when the angle was larger, there was little difference. Regarding the CFRP specimen, the thickness of a ply does not play an important role in failure patterns and thus in specific energy absorption, as long as the wall thickness remains the same. That said, stacking sequence quite affects, especially in small oblique angles, specific energy absorption by decreasing it. the effect of the aluminum layer thickness (hybrid tube) on specific energy absorption was found to be insignificant. However, the increase of the number of plies led to a great decrease of specific energy absorption for the

confirmations examined. The great difference in the energy absorption between axial and oblique loading regarding CFRP tubes may be a disadvantage in some applications.

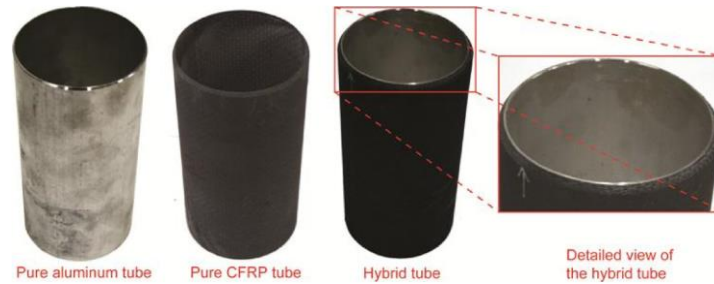


Figure 2.2: Cylindrical tubes used by Zhou et al. [11]

Djamaluddin et al. [12], [13] focused on the finite element analysis and the crashworthiness optimization and validation of full and half foam filled double circular tube under multiple loading cases. In particular, the tubes were made from aluminum alloy A6063 T6, while the loading angles were 0° , 10° , 20° , 30° and 40° . They concluded that half foam filled structures are the optimal choices, when a greater loading angle is regarded. Patel et al. [14] studied the crashworthiness of fibre reinforced composites (FRPs) under axial and oblique loading. This research showed that the increase of loading angle leads to the decrease of crashworthiness indicators in value, such as energy absorption, specific energy absorption and peak force, while a 10° loading angle results to the lower deformation, compared to 20° , 30° and 40° angles. Moreover, stacking sequence is important regarding the aforementioned indicators. Patel et al. found out that the best ply arrangement was $([90^\circ_2/(0^\circ_2/45^\circ_2/-45^\circ_2)_2]_2)_s$ in comparison with the other arrangements that they tested.

Isaac [15] explored numerically the crashing response of circular thin - walled tubes with non - propagating crack subjected to dynamic oblique impact loading (Figure 3.3). This study showed that, in a circular tube subjected in oblique loading, the existence of a crack reduces the mean crashing force and results in the tube withstanding bending. As a result, the crashing force efficiency initiation is higher. Nevertheless, the specimens with crack absorb less energy and specific energy than the corresponding ones without a crack.

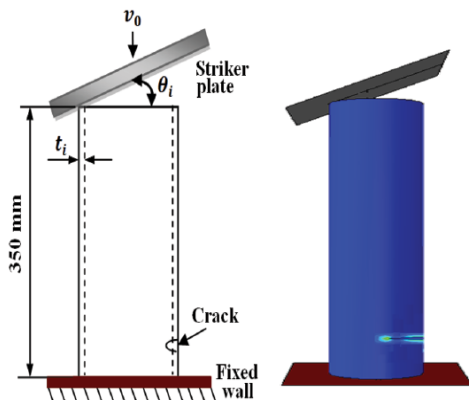


Figure 2.3: Oblique loading (Isaac, [15]).

Other geometries of composite specimens under oblique crashing loading have been also studied, such as steeple - triggered hat - shaped structures (Jiang and Ren) [16]. Furthermore, oblique lateral crashing of aluminum, CFRP and GFRP tubes has also been studied by Sun et al. [17]. The lateral loading angles were 0° , 10° , 20° , 30° and 45° . They concluded that the CFRP and GFRP are not good at energy absorption under bending deformation due to their brittleness, while aluminum tubes performed much better crashworthiness characteristics.

Chapter Three: Scope of Thesis

Most of the existing research has focused on the case of axial loading, which represents vehicles' frontal collision. However, a large number of vehicle collision is frontal - oblique. In particular, only 31.1% of frontal impact car collisions are full frontal ones [19]. This shows the importance of studying the case of oblique loading, in which there is a significant absence, since in the recent years research has begun to focus on it. The investigation of oblique loading of crash tubes will result in the comprehension of it, and thus the ability to improve the passive safety, when frontal - oblique collisions are concerned.

In the present thesis the tubes are made of CFRP. This material is lightweight, meaning that the use of CFRP crash tubes results in a reduction of the weight of vehicles, and thus their fuel consumption, which leads to less CO₂ emissions. Moreover, CFRP is characterized by excellent mechanical properties, such as high specific energy absorption which make it a promising candidate for crashworthiness applications. The cylindrical geometry was preferred because of the absence of angles, which ultimately results in better mechanical properties than the ones of rectangular tubes. In other words, this type of energy absorber is notably promising, despite its cost and the health hazards in a crash - fire situation (i. e. the dispersed carbon dust and the toxic gases emitted by the burning of the polymer matrix). Seventeen specimens were cut from long circular tubular rods and compressed under six different angle cases of loading direction, ranging from 0° to 22° using a universal testing machine. In order to comprehend the mechanisms of collapse and how the loading angle affects the failure, a macroscopic analysis was conducted along with a stereoscopic one. The experimental results were exported via computer, and processed accordingly to find the crashworthiness indicators. The next step was the numerical simulation of the experimental procedure using the non-linear explicit finite element code LS - DYNA.

The objective of this thesis is to contribute to the study of the behavior of the CFRP crash tubes subjected to oblique crushing. In particular, it aims to investigate in what extent the loading angle affects the collapse as well as the crashworthiness indicators of the aforementioned crash tubes.

Chapter Four: Theoretical Background

Composite materials are the materials that are constructed by two or more constituent materials. They are usually consisted of the matrix and the fibers, while their production and fabrication may be quite complex. Composite materials, and especially CFRPs are used for the manufacture of energy absorbers and especially crash tubes, whose failure can be characterized by different modes of collapse and is affected by a variety of parameters. Crashworthiness indicators are used to evaluate the effectiveness of crash tubes. Moreover, CFRP have many advantages in regard with conventional materials. Some of them are light weight, high stiffness and tensile strength, great energy absorption capability, high chemical resistance, high temperature tolerance and low thermal expansion, among others.

Classification of composite materials

Composite materials can be classified under a variety of criteria. The following hierarchic chart (Figure 2.1) includes the basic classification of them, according to the type of the bonding material and the direction and orientation of the fibers.

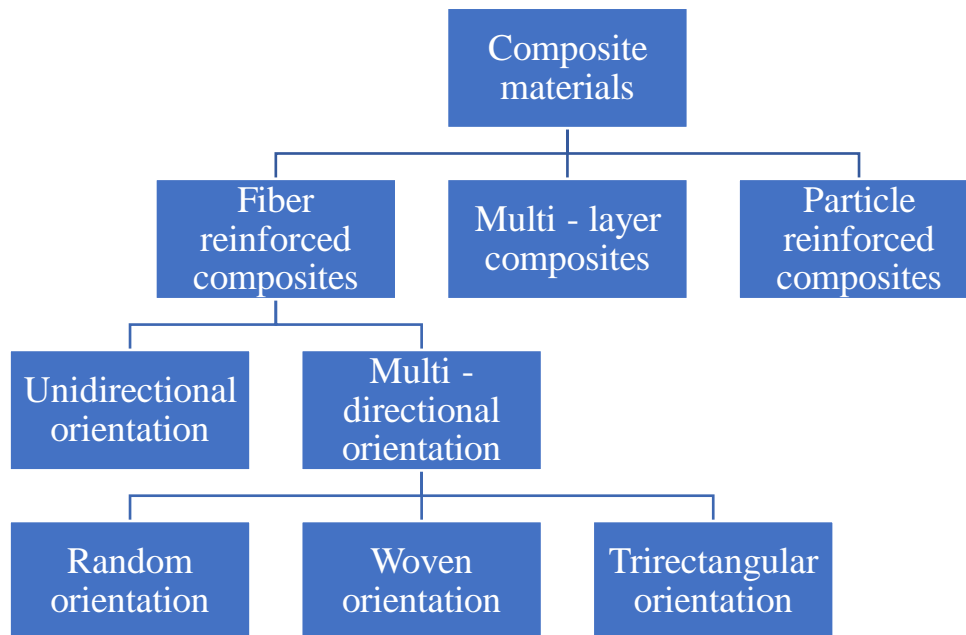


Figure 4.1: Classification of composite materials

Another possible classification can be made in relation with the ratio of the length to the diameter (l/d) of a fiber. According to it, there are continuous or long fibers ($l/d \geq 100$), non - continuous or short fibers ($l/d < 100$) and whiskers ($l \cong 100 \mu\text{m}$ and $d < 1 \mu\text{m}$).

Fibers and their construction

Since the improvement of the mechanical properties of the matrix is required, the construction material of the fibers is selected in order to contribute to this enhancement. More specifically, high Young's modulus, high tensile strength, high stiffness, low brittleness and low density are necessary. When advanced composites are concerned, fibers are made either from inorganic materials, such as ceramics, metals, glass and carbon, or from organic, i.e., polymers.

Carbon fibers are the most common composite material for high quality applications. They are preferred when high strength reinforcement and high Young's modulus are required, while the relevant structure needs to be lightweight. Carbon fibers are selected when the thermal expansion of the material must be kept low. Carbon fibers are superior in relation with other materials due to the nature of the carbon element, but also because of the inter - atomic bonds that are formed among the carbon atoms. The high stiffness, the high tensile strength as well as the low thermal expansion coefficient are results of the strong orientation of the (anisotropic) graphite crystallites. Moreover, the high Young's modulus is a result of the very strong bonds among the carbon atoms, which are extremely densely distributed.

The raw material of carbon fibers is polyacrylonitrile (PAN) polymer fibers, rayon, and tar. Initially, the PAN fibers are oxidized at a low temperature of 100 - 200 °C, while at the same time voltage is applied in order to align the polymer chains. Then, the aforementioned fibers are subjected to pyrolysis (under voltage) in neutral or reducing atmosphere at a temperature of 1100 - 1500 °C. Thus, high - strength carbon fibers are produced. For the production of fibers characterized by a high Young's modulus, the heating continues up to 2500 - 3000 °C in order to achieve graphitization with simultaneous recrystallization, which lead to the strong orientation of crystallites. It is worth mentioning that the cost of the production of carbon fibers is about ten times higher than the corresponding cost of glass fibers.

Matrix

The purpose of the matrix is not only to enclose the fibers, but also to protect them from possible damage from their environment, increase the mechanical strength of the composite, as well as transfer the applied load to the fibers. The matrix constitutes an obstacle to the growth and spread of various cracks and microfragmentation. Therefore, the matrix's desirable characteristics are strength, (relative) flexibility, ductility and the existence of a melting point higher than the maximum operating temperature of the composite material. It is important that the material and the aforementioned properties of the matrix are compatible with the material and the properties of the fibers respectively, so that the composite material achieves high performance. More specifically, the matrix material has lower strength, density and stiffness compared to the fibers, while the adhesion between the two materials is also important. During their production, the fibers are embodied in order to achieve better moisture tolerance and greater relevance with the matrix. During the adhesion processes of the matrix and the fibers, various factors that are found in diffusion and thermal phenomena and chemical reactions, act on the local alteration of properties on both sides of the interface. The bonding between the fibers and the matrix is of great significance, because the strong bonding between them lead to the successful transfer of the applied stresses.

The matrices are divided into organic, metallic and ceramic, while the choice of the suitable one depends various factors, such as the temperature and the environment that the produced composite structure is intended to be used.

The organic matrices are divided into thermoplastic and thermosetting ones. Thermoplastic matrices, such as polyethylene and polystyrene, are polymers and have a low cost. Thermosetting matrices, such as polyester matrices (characterized by good mechanical properties), epoxy (characterized by very good mechanical properties and a widespread use in Aeronautics) and phenolic matrices (with moderate mechanical properties and low plasticity), are used in cases that better mechanical properties are required. The operating temperature of the organic matrices should not exceed 300° C.

Fabrics

Usually, advanced composite materials that are used in the construction of structures and components are in the form of fabrics. There are two main categories of fabrics: the unidirectional (UD) and the woven ones. The unidirectional are fabrics that the majority of the fibers extend in the same direction (Figure 4.2).

In most cases the direction is 0° , otherwise 90° or 45° . It is worth mentioning that a small part of the fibers, ranging from 5% to 25% of the total weight of the fabric, extends in different directions than the main one, in order for the fibers to be held in place. In addition, these small proportion of fibers sometimes contribute to the various mechanical properties. Unidirectional fibers are usually characterized by good strength in the main direction, but poor one in the other.

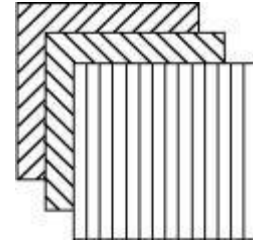


Figure 4.2: Unidirectional fabrics [19]

The unidirectional fabrics are suitable for the precise placement of the material, but also for the achievement of the optimal quantity for each application. For this reason, the fibers of unidirectional fabrics are long, continuous and straight in order the production of composite structures with the highest possible mechanical properties to be feasible. However, a great number of applications that use composite materials require the fabric to include fibers in more than one direction, usually 0° and 90° . Woven fabrics are constructed by crossing the fibers that are perpendicular to each other in a specific weaving pattern. Therefore, the integrity of the fabric is maintained by the mechanical entanglement of the fibers. The waving pattern determines the elasticity of the fabric, the smoothness of the produced surface and its stability. Some widely used weaving patterns are plain weave, twill weave, satin weave, basket weave, leno weave and mock leno weave.

Twill weave is characterized by one or more fiber bundles of one direction passing alternately over and under one or more fiber bundles of the other one, in a defined repeating pattern (Figure 4.3). Macroscopically, the fiber appears to be divided into diagonals. Twill weave's characteristics include very good elasticity, good stability, while the produced structure has a sufficiently smooth surface and satisfactory mechanical properties.

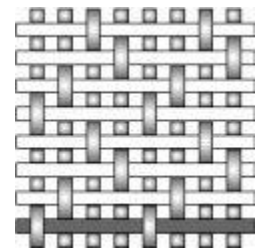


Figure 4.3: Twill weave [19]

Imperfections of composite materials

Composite materials are inhomogeneous. As a result, the formation of defects, as well as their effect on structures is more complex than when metals are concerned. Generally, damage to a composite structure is not caused by the development of a single defect, but of a series of minor ones that ultimately lead to detachment and failure. The imperfections of composite materials are created either during construction or during use. The most significant defects, which appear among the layers of the material and are created during construction, are voids, porous foreign inclusions, incorrect direction of the fibers and areas with excessive or insufficient amount of resin. Regarding the main defects appearing while using the composite

structures, they are delamination, bending of the fibers and cracks of the matrix, and they usually occur due to impact or overload of a structure.

Composite fabrication methods

There is a significant variety of fabrication methods regarding composite materials. The suitability of each one depends on the material, design, and the application of the produced composite. Generally, the fabrication of composite materials includes wetting, mixing or saturating the reinforcement with the matrix. After that, via heat or a suitable chemical reaction, the matrix and the fibers bond together, resulting to a rigid product. Most methods include an open or closed forming mold.

One of the simplest, oldest, but often slow and painful, methods is hand lay - up. It is an open mold method, requiring minimum equipment, being appropriate for every type of resin and fibers (although aramid ones may experience slight problems) and been characterized by the ability of discontinuous fabrication of the material. However, the chances of the existence of imperfections at the final product are increased, while it is the less accurate method. Hand lay - up method is used for the construction of both large and smaller structures. The fibers, in the form of fabric, are placed in the mold, in which a layer of protective material has already been placed. Then, the resin is manually applied to them. This process is repeated until all the layers are applied. The impregnated laminate is then let to dry under atmospheric conditions (Figure 4.4).

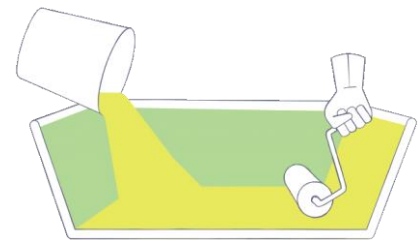


Figure 4.4: Hand lay - up method [20]

Another open mold method is spray - up, or open contact. This simple, old, and widely used method is suitable for the construction of geometrically complex structures, both small or large, while the necessary equipment is relatively cheap. Usually the matrix used is polyester, whereas the fibers can only be short fiberglass ones. After the drying of the mold's protective film, the resin is injected in droplets continuously into the spray gun and then is sprayed on the surface of the mold. The composite fabric is then placed on top, and the process is repeated until all layers are applied. The next step is the drying under atmospheric conditions. A problem regarding this method is the high resin content of the layers, something that increases significantly their weight. The resin must have low viscosity in order to be able to form spray droplets. As a result, the mechanical and thermal properties of the material are affected (Figure 4.5).

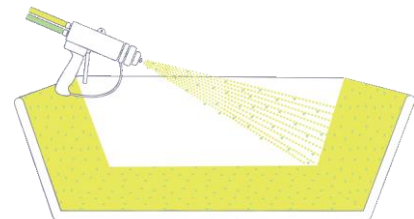


Figure 4.5: Spray - up method [20]

The vacuum bag molding method is the most widely used closed mold method. It leads to uniform consolidation of the material's layers, while the trapped air is removed, reducing significantly the voids. The impregnated fabrics that are used are placed on the mold. On top of them a release film, a bleeder ply (in order to absorb the resin's surplus), a breather and then the vacuum bag are placed. The vacuum bag is usually made of PVA, nylon, or polyethylene and covers all the above. The created pressure results to the air removal, the compression of the layers and the elimination of voids. The structure is placed in an oven, where both heat and pressure are applied (outside the bag), leading to a rise of the compressive load already exerted by solely the atmospheric pressure. Mostly epoxy and phenolic resins are used, while the structures can have a higher fiber content than regarding other methods. The vacuum bag molding method is used for the production of high - end composite structures (Figure 4.6).

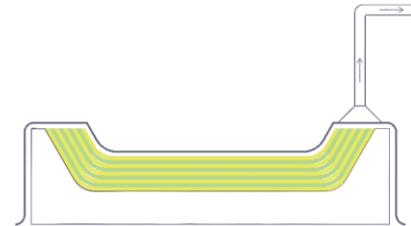


Figure 4.6: Vacuum bag molding [20]

The resin transfer molding (RTM) method is a closed mold method. It can be partially or fully automated. The mold is covered with a layer of protective material and then the fabric is placed above. The two parts that the mold is consisted of are screwed together. The resin is inserted under pressure into the mold through special equipment, and it is usually placed into the oven. The resin's flow between the layers is increased when the procedure takes place in vacuum. The fibers can be of any material, while epoxy, polyester, vinylester and phenolic resins are preferred. The produced structures are characterized by very good surface quality and a small percentage of voids. The RTM method is suitable for complex and mostly for small pieces, while there is a danger that the resin would not pass through the entire component, rendering it useless (Figure 4.7).

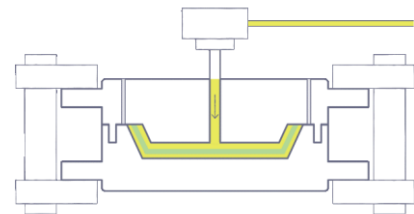


Figure 4.7: Resin Transfer Molding [20]

Some other composite fabrication methods include fiber winding, vacuum infusion, which is actually a variation of vacuum bag molding, and compression molding. Also, the finishing of the various composite structures is important, in order to gain further characteristics and properties.

Energy absorbers

The purpose of an energy absorber is to limit the deceleration that would affect the passengers and/or the cargo in case of collision. In order to dissipate kinetic energy during an impact, researchers have focused

on crashworthiness since the '60s. Apart from crash tubes, other examples of energy absorbing members of a vehicle are the upper and lower rails in the frontal part of it. A crash tube should have the ability to bear the maximum load immediately and maintain it for its entire length, while bearing large geometry alterations, strain hardening and strain - rate effects, as well as a number of interactions among the various deformation modes.

The tubes made of composite materials collapse in a totally different manner than their counterparts which are constructed by more conventional materials, such as aluminum. CFRP tubes show progressive behavior, a more stable deformation, and greater energy absorption capability than tubes constructed by metal. Energy is absorbed due to mechanisms such as delamination, fibre breakage and de - bonding and matrix cracking. GFRP tubes are also characterized by high values of specific energy absorption.

Collapse of crash tubes

The collapse of crash tubes can be split in two phases: The first one is damage initiation (when a failure criterion is met) and the second one is damage evolution.

Resistance mechanisms include friction and microfragmentation. Resistance affects strongly the energy absorption capability, the peak force and the material degradation length of a tube. After all, when static tests are concerned, friction is the greatest mechanism regarding energy absorption. About 50% of the crashing energy is dissipated as friction, developed either due to various mechanisms taking place in the material, or in the interface of the crashing plate and the specimen.

It is of great importance that the crash load would reach the plastic deformation load, because otherwise the tube follows an elastic behavior, and as a result it does not absorb energy and may cause subsequent damage to the passengers and the cargo involved. The potential injuries of the occupants are increased with the time duration of the acceleration and deceleration they are subjected to, something that happens when elastic behavior is concerned. However, when low energy impacts are concerned, it is better that, in order to maintain the integrity of the structure, no plastic deformation occurs. This is a reason why the peak crashing force is significant.

The fibers are subjected to failure sooner than the matrix, due to the difference of their Young's moduli. For this reason, when the various cracks are macroscopically visible, the microscopic fractures are remarkably extensive.

The governing mechanism is the extensive microcracking development. It depends on the properties of the fibers and the resin, the direction of the fibers and the interface of the matrix and the fibers. Once load is applied on the specimen, small interlaminar cracks begin to grow on the material, as local failure starts. The cracks usually occur parallel to the fiber direction. These cracks, along with the potential fracture of the lamina bundles, lead to the determination of the crashing mode. It may be lamina bending, traverse shearing or a combination of both.

Mainly three modes of collapse can be observed during axial collapse.

Progressive crashing (mode I)

The first one (Mode I) is progressive crashing, like “mushrooming” collapse. At the beginning, the specimen follows an elastic behavior, until the peak load is reached. Continuous fronds, spreading inwards and outwards alternatively, are formed during the collapse, with the first ones showing more continuity, while the second ones developing axial tears and coil downwards, as the tube is compressed. When square tubes are concerned and after the peak load has been reached, a crack, and therefore splaying of the material, is formed at each corner, due to local stress concentration, along with a circumferential central intrawall one at the apex of the tube. These splits continue to spread downwards along the tube axis. Two lamina bundles, which bend inwards and outwards respectively, can be observed. Regarding circular tubes, there is one central interlaminar crack that is responsible for this separation, while the two lamina bundles have equal thickness. This formation is a result of the flexural damage that happens at a distance from the contact surface. This distance’s value is equal to the wall thickness. These lamina bundles have the ability to withstand the load that is applied to the tube, until a critical value is reached, after which they buckle. Then, the friction between the aforementioned bent bundles and the pressing surface (or dropping mass, if a dynamic test is concerned) lead to the formation of a debris wedge of triangular shape (Figure 4.8). The continuous loading of the specimen leads to the development of normal stresses on the sides of the debris wedge and, therefore, of shear stresses because of the friction between the fronds and the debris wedge. Although the debris wedge remains almost the same throughout the collapse, it penetrates the material of the tube, and the developed frictional resistance is responsible for the growth of the crack, which, however, remains small compared with the total length of the tube. After all, the central crack is not affected by the total length of the specimen. It is worth mentioning that, regarding dynamic collapse, the main crack and the debris wedge are smaller than when a static test is concerned. As far as square tubes are concerned, the mechanism is almost the same, except from the fact that the central crack diminishes towards the corners

of the specimen and generally there is an alteration at the size of the crash zone, especially at the circumference. This mode is the most preferred, as it is associated with high energy absorption and thus is the stabler one. It has been observed that shorter tubes tend to follow this mode. The crashing behavior is controlled by microfragmentation, and not by plastic deformation, as it happens when the material is metal. Moreover, the aforementioned mechanisms (fronds bending due to delamination and axial splitting growth between them, interwall crack propagation and frictional resistance between the fronds and the wedge, and the fronds and the crashing plate) contribute to the absorption of energy.

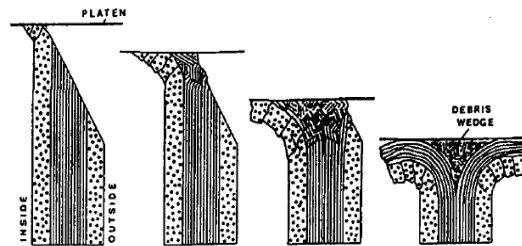


Figure 4.8: Formation of the debris wedge. [3]

Brittle fracture (mode II)

The second one (Mode II) is brittle fracture. It begins at a distance from the apex almost equal with the mid-height of the specimen. Local severe shear strain leads to cracking and therefore separation of the shell, which results to catastrophic collapse. It is usually applied to longer tubes. Its energy absorption is of medium capacity, due to the catastrophic failure of the tube.

Progressive folding and hinging (mode III)

The third mode (Mode III) is progressive folding and hinging. It is associated with medium energy absorption. This failure mode is akin to the collapse of thin-walled metal, such as aluminum, tubes. Local cracks, which lead to circumferential fractures, are formed in the middle of the specimen. These cracks may have as a consequence the local and mid-length bulking of the tube. The failure mechanism is therefore irregular leading to the compression of the tube into folds and the cracking of the tube wall. The collapse is dominated by the aforementioned local cracks growth, the splaying and fragmentation of the tube, the

fracture of lamina bundles and finally the compression of the specimen. The load, after it reaches its peak value, drops abruptly.

Parameters affecting the collapse

The mode and the process of collapse of each specimen depends on a variety of parameters regarding the material, the structure and the testing parameters, such as the crashing speed and temperature. Some of them are the specimen's geometry, including both cross - sectional and lengthwise shape, the properties of the fibers and their direction and stacking, the characteristics of the matrix and the strain rate. Temperature affects fracture toughness, the compressive strength of the material and friction. The energy absorption capability of carbon fiber/epoxy tubes, for example, is rapidly decreased when temperatures higher than 150°C are concerned. The parameters that affect the peak load are the wall thickness, the side width and the mean circumference of the tube. It is important that peak load is kept below a threshold. Above it, injuries and damage are likely to occur. If triggering exists, such as beveled top edge, the peak load is less than without this formation. On the contrary, the length of the specimen plays no role on it. Peak load does not affect the mean load and the total energy absorption. Mean load is related to the crashing length of the tube. The length of the tube is of great importance, because the longer the time of the dissipation of the energy, the smaller the resulting force that will be exerted to the occupants of a vehicle and the cargo. Nevertheless, long tubes may be subjected to bulking.

Strain rate and crashing speed affect the properties of the matrix and the fibers. More specifically, strain rate affects the stiffness of the matrix and the failure strain. Crashing speed is related with interlaminar crack growth and energy absorption, as well as with the friction coefficient between the crashing plates and the specimen and the debris wedge and the fronds. Because of the fact that static coefficient of friction is lower when a dynamic test, rather than a static one, is concerned, specific energy is also lower. The coefficient of friction tends to increase due to the existence of interfacial bonding. All in all, the energy absorbed by a tube can be affected by strain rate and crashing speed.

Triggering

Triggering has the ability to initialize and control the collapse mode. In other words, it may lead the tube to fail according to the stable first mode, while otherwise it would suffer brittle collapse. Moreover, it

reduces the value of the peak force, keeping it even lower than its threshold. A triggering mechanism can be the sharpening of the top edge, which affects the peak load (Figure 4.9). When the apex of the tube is grinded, and as a result it is even, there is no eccentricity loading during the test. Triggering can exist either on the top or the bottom of the specimen.

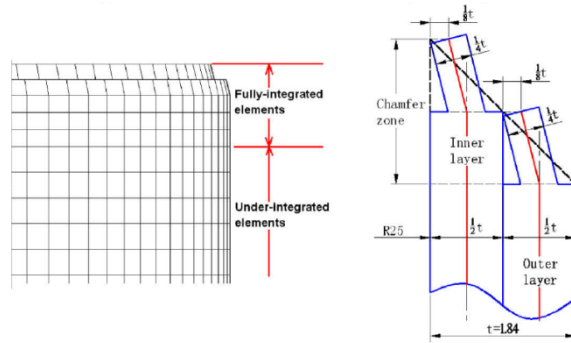


Figure 4.9: Modelling of a tube's bevel trigger. [7]

Remarks on collapse

As mentioned above, until the peak load is reached, the specimen follows an elastic behavior, at least as far as the vast majority of axial collapsed tubes are concerned. More plies lead to a higher peak load. The bigger the wall - thickness and the side width are, for a specific material, the greater the size of the elastic deformation, or pre - crashing, region is. Then, as seen in the load - displacement curve, the load drops abruptly and the fracture begins to happen (Figure 4.10). After this, the mode of failure that characterizes the collapse of the tube affects strongly the curve, as well as it plays a great influence at the energy absorption of the specimen and the magnitude and the stability of the crashing load. This second region is the crash zone. Regarding tubes that collapse according to the first mode, the curve is characterized by oscillations around the mean load. The typical formation of peaks and valleys is observed for tubes compressed statically, while for specimens that collapsed dynamically the curve shows mostly serrations, the number of which increases when the wall thickness is greater. The third region is the compact, or densitification, zone. When square specimens are concerned, the failure mechanism is that when the peak value of the load is reached, cracks at the four corners of the specimen, in which the majority of the crashing load is applied, and a circumferential intrawall crack at the end of the

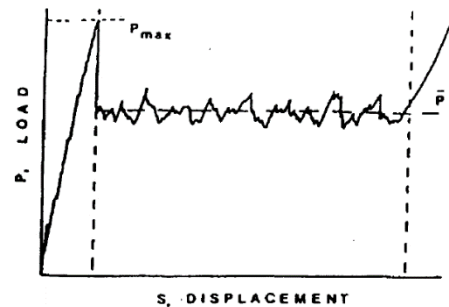


Figure 4.10: Typical load - displacement graph of a FRP tube failing according to mode I (progressive crushing). [3]

shell near the crushing surface begin to grow, leading to the progressive failure of the tube. The load - displacement curve that corresponds to a dynamic test has almost the same form with one of a static test, apart from the existence of more intense oscillations, while the material cracks are formed much faster.

Tubes subjected to collapse that are characterized by the second mode follow an elastic behavior, too, until the peak load is reached. However, after that, the load - displacement curve drops very abruptly to a significantly small magnitude. This depicts the catastrophic collapse that is associated with this mode, as well as its low energy absorption capacity. Regarding square tubes, as mentioned above, the majority of the load is subjected to the corners of the specimen. In this case and if the dimensions of the tube are appropriate, a bending moment, that is applied on a corner and at some distance from the apex of the specimen, reaches a critical value, resulting to the collapse of the material there due to bending and thus catastrophic collapse, before the rest of the tube approach a critical crashing stress value.

Circular tubes have been found to be characterized by greater values of specific energy than square ones, and thus they have greater energy absorption capability.

Foams have been used as fillers of the tested tubes (Figure 4.11). All foams have analogous collapse mode. When closed - cell foams are concerned, the enclaved air cannot go out, in contrast with open - cell foams. As a result, it gets compressed and the foam acquires elastic characteristics. After the first stages of compression, the total specimen's behavior is as the one of a solid material. Metal foam provides high capacity of energy absorption.

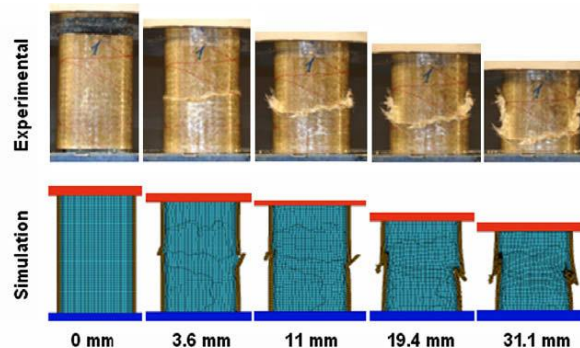


Figure 4.11: Experimental and simulated stages of the collapse of a tube reinforced with polyurethane foam. [2]

Behavior of tubes under oblique loading

A number of recent studies have explored the behavior of tubes under oblique loading. Of great importance is the area of contact between the tube and the plate, which depends on the angle. During oblique loading, the specimen tends to bend and as a result a part of its length does not contribute to plastic deformation. This leads to the absorbed energy being lower than in the case of axial loading. Lower is also the peak force. As the loading angle increases, both the crashing length and the absorbed energy decrease. Actually, there is a critical loading angle which, along with the tube's thickness, changes the axial collapse mode to the bending one. When crack initiation exists, the crashing force efficiency increases. This happens because this initial crack decreases the value of the maximum load and the susceptibility of bending. The absorbed energy and the specific energy absorption are lower than when tubes without a crack are concerned. If the tube subjected to oblique loading is filled with foam, it can oppose strongly to bending and its energy absorption capability strongly increases.

Crashworthiness indicators

The crashworthiness of an energy absorber is evaluated by multiple indicators. The purpose of an energy absorbing structure is to have the ability to absorb as much kinetic energy as possible in a controllable collapse pattern during a crashing event, while the peak forces level being kept under a threshold in order for the passengers and the cargo to be protected from injuries and damage. These indicators are used for the assessment of the aforementioned demand, and are presented below. Also, it has been shown that a specimen with heterogenous fiber direction is characterized by better crashworthiness indicators than one with homogenous fiber direction.

Peak load, or Peak Crash Force (PCF) is the highest value of the applied load to the energy absorber. It is the only indicator that can be directly obtained from the load - displacement diagram.

The Average or Mean Crashing Force (MCF) is strongly related with the energy absorption capability and is calculated as the total absorbed energy divided by the corresponding displacement.

$$MCF = \frac{AE}{d}$$

Where d is the displacement of the tube. When the magnitude of the mean load is higher, the energy absorption capability is also greater.

The Absorbed Energy (AE) of the tube is the area under the load curve at the load - displacement diagram.

$$AE = \int_0^{d_{max}} P d\Delta$$

Where P is the crash load, Δ the displacement and d_{max} the maximum displacement of the tube.

Specific Energy Absorption (SEA) is the absorbed energy divided by the mass of the crashed specimen.

$$SEA = \frac{AE}{m}$$

Where m is the mass of the crashed tube. When the value of the SAE is greater, the efficiency of the energy absorber is also greater.

Crash Force Efficiency (CFE) is the ratio of the mean load to the peak load of the tube.

$$CFE = \frac{MCF}{PCF}$$

The closer to unity the value of CFE is, the better the energy absorption capability is, because this means that the mean load is close to the peak crashing force, and thus the changes in deceleration are less than otherwise. Less changes in deceleration are related with less risk of head and neck injuries for a vehicle's occupants. As a result, a CFE value close to one is strongly desired. Furthermore, the increase of the number of plies leads to an increase of the CFE values, when similar tubes are concerned.

On the contrary, Load Uniformity (LU) is actually the reverse CFE ratio. This means that it can be calculated as:

$$LU = \frac{PCF}{MCF}$$

It is easily perceived that, in order to have better energy absorption capability, the value of the load uniformity should be as closer to unity as possible, as explained with regard to the crash force efficiency.

In conclusion, the crashworthiness of a tube is determined by the characteristics of the material that is constructed. In addition, when their length is long, but the number of plies is large, the tubes have greater energy absorption capability than shorter tubes.

Chapter Five: Experimental Procedure

The experimental procedure can be divided in two parts. The first one is the search for the value of the tensile strength. In order to achieve this, longitudinal coupons of a tubular specimen are subjected to tensile testing. The second part is the compression of the tubes. Seventeen specimens are tested in loading angles between zero and twenty-two degrees.

Experimental Set Up

An Instron Universal Testing Machine 4482 is used in order to conduct the experiments. The maximum speed of this floor standing static hydraulic testing machine with load capacity of 100 kN is 500 mm/min, while the minimum speed is 0.001 mm/min. Its maximum force at full speed is 75 kN and its maximum speed at full load 250 mm/min. The return speed is 600 mm/min. The position measurement accuracy is about $\pm 0.15\%$ of the displacement. The crosshead speed accuracy, regarding zero or constant load, is $\pm 0.2\%$ of set speed. The total crosshead travel is 1235 mm, the total vertical test space 1309 mm and the space between columns 575 mm. The dimensions of this Universal Testing Machine are 1130mm (width) x 756mm (depth) x 2092mm (height), while its weight is 862 kg. The maximum required power is 1400 VA, the operating temperature 10°C to 38°C and the humidity range 10% to 90%. The experiment's parameters are set up via a computer. After the start of the tension or the compression test, the load, stress and deformation values are sent to the computer, which creates the load - deformation and the stress - strain curves.

Cylindrical tubes are required for the experiment. These specimens came from the cutting of two woven finish roll wrapped carbon fibre tubes, whose length was 1000 mm. The weave of the observable outer ply is 2 x 2 twill, the matrix resin is epoxy and the fiber direction of the other plies is (0, 90). The glass transition temperature of this material is 120 °C. The two long tubes were cut into shorter ones, specifically to seventeen specimens of 100 mm length each. Part of the rest of the initial tubes was used for the production of coupons suitable for the tensile strength calculation, something that will be analyzed below.

Tensile Strength Calculation

For the calculation of the tensile strength, coupons of the material used were required. More specifically, a smaller tube was cut from one of the two original long cylindrical ones. Its length was of about 87.185 mm. Next, the new specimen was cut in the longitudinal direction into smaller pieces. Three coupons were made (Figure 5.1), characterized by annular cylindrical sector geometry. Their dimensions are presented in Table 1:

Dimension	Tension coupon 1	Tension coupon 2	Tension coupon 3
Height (mm)	87.22	87.15	87.19
Width (top) (mm)	9.52	9.12	4.49
Width (middle) (mm)	9.44	9.20	4.45
Width (bottom) (mm)	9.35	9.32	4.41
Thickness (mm)	1.37	1.40	1.385

Table 1: Dimensions of tension coupons



Figure 5.1: Tension coupons 1 and 2 before tensile test is conducted

In order to define its tensile strength, a tension test is conducted for each coupon. The coupon is placed between the grips of the Universal Testing Machine. The effective length of each coupon is 50 mm, which means that the grabbed length is about 18.5 mm at both the top and the bottom of the coupon. The test speed is 5 mm/min. All the coupons failed closely to the point of the upper grabbing, as it is shown in Figures 5.2.

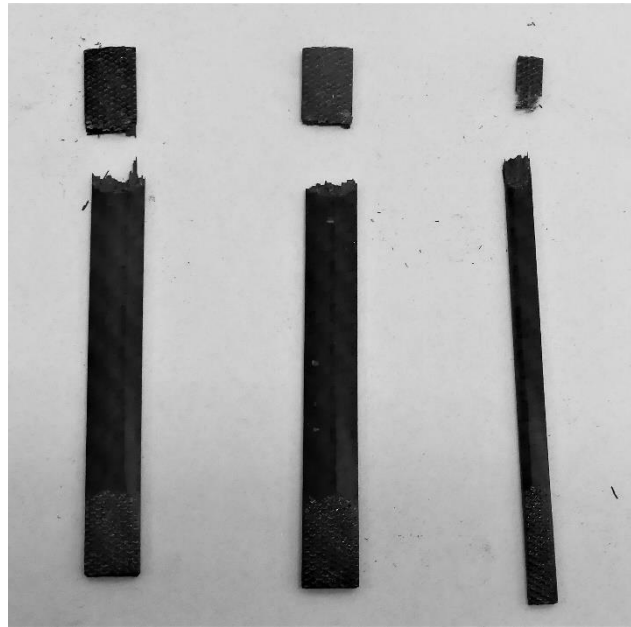


Figure 5.2: Tension coupons 1, 2 and 3

Figures 5.3, 5.4 and 5.5 show the details of the breaking point of each coupon. The evidence of the upper grabbing of the Universal Testing Machine is apparent at the top piece of each coupon in each case. The grabbing creates a different and less smooth texture on the material. The breakage of the fibers is evident in the breaking point of each coupon.

Regarding the third coupon, a thin layer of the material remained attached on the grabbed piece of the tube despite the fact that the rest of the non-grabbed material did not. In this layer, the resin of the matrix is apparent along with the fibers attached to it. Due to this, the interior of the material and specifically the detachment of the matrix and the carbon fibers from the rest is evident in the longer part of the coupon.

The diagrams that are illustrated on figures 5.6, 5.7, 5.8, 5.9, 5.10 and 5.11 present the applied load compared with the extension of each coupon, as well as the tensile stress regarding the tensile strain. The curves of the figures have almost the same form regarding not only the load - extension curves, but also the

tensile stress - tensile strain ones. This is a result of the fact that the value of the tensile stress depends on the value of the load. Similarly, the value of the strain is related with the extension of each coupon.

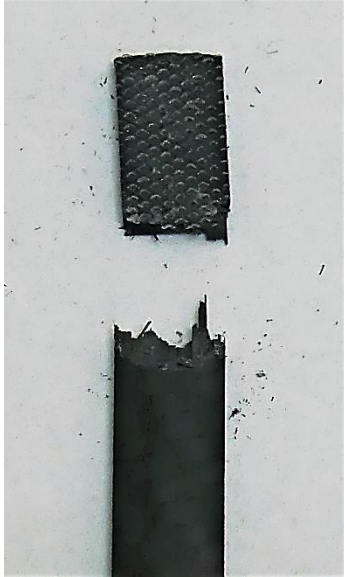


Figure 5.3: Detail of tension coupon 1

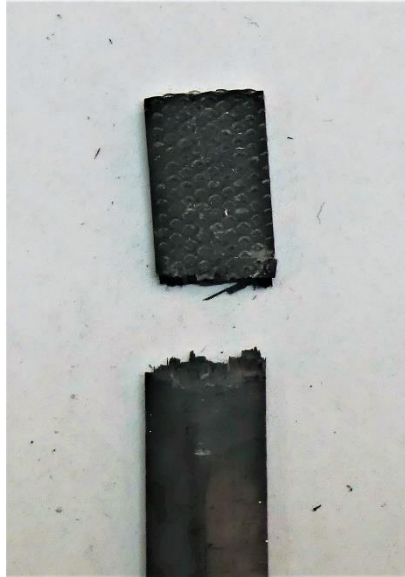


Figure 5.4: Detail of tension coupon 2



Figure 5.5: Detail of tension coupon 3

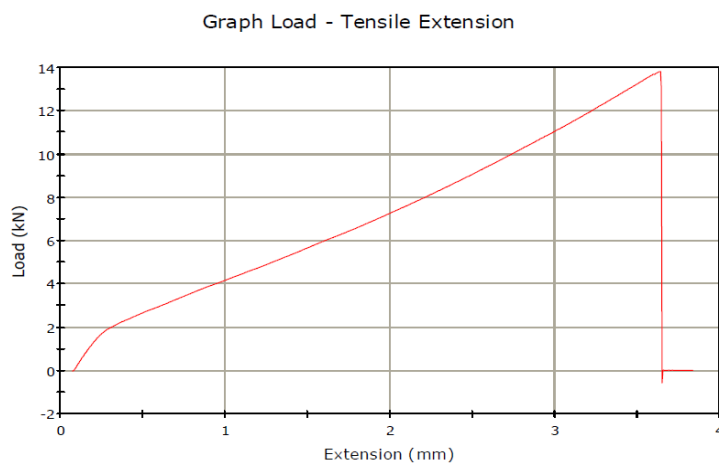


Figure 5.6: Load - tensile extension graph for the first coupon

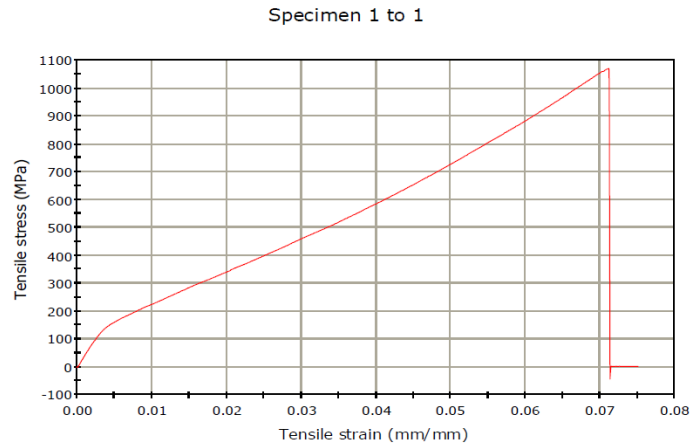


Figure 5.7: Tensile stress - tensile strain graph for the first coupon

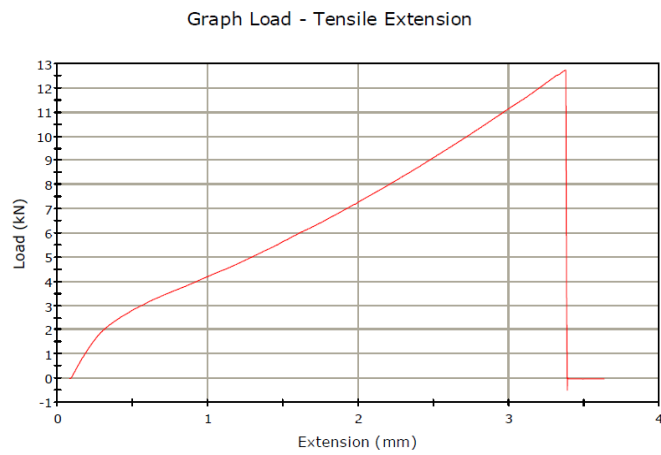


Figure 5.8: Load - tensile extension graph for the second coupon

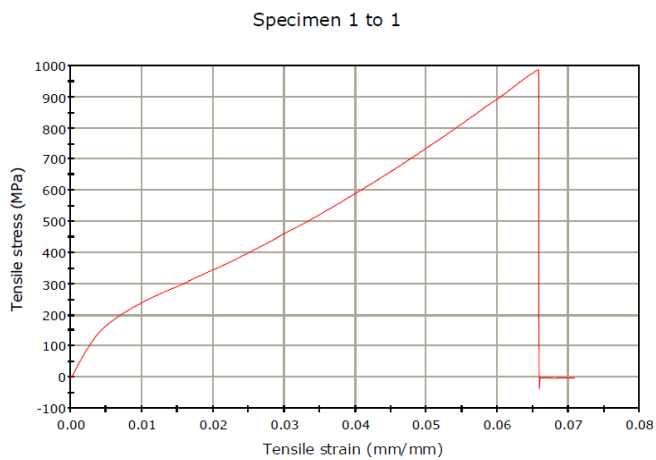


Figure 5.9: Tensile stress - tensile strain graph for the second coupon

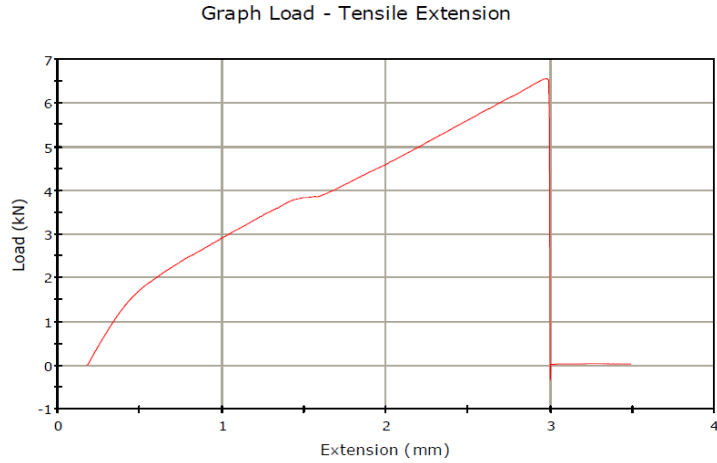


Figure 5.10: Load - extension graph for the third coupon

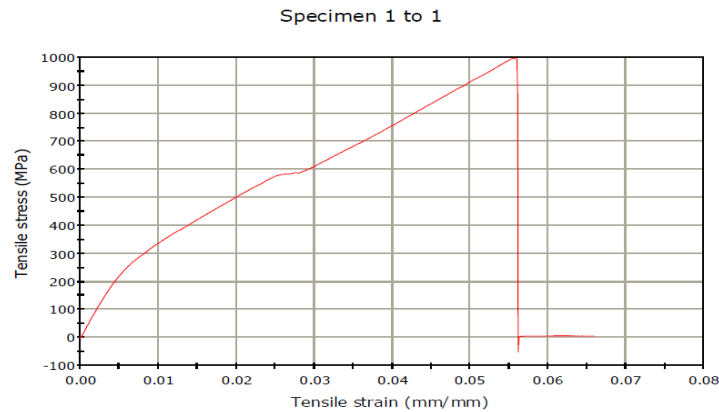


Figure 5.11: Tensile stress - tensile strain graph for the third coupon

When brittle materials are concerned, the shape of the stress - strain curve is almost a straight line, which leads to the fracture point. The plastic region is notably smaller than the one of a ductile material. This is a result of the fact that brittle materials are characterized by their ability to demonstrate very little elastic deformation. Their plastic deformation is nonexistent, or, in some cases, almost nonexistent. The cracks that are developed on a brittle material propagate rapidly. CFRPs are included in the category of the brittle materials. Thus, the shape of the curves of the figures 5.6 - 5.11 is the expected one.

However, the straightness of each line is interrupted by a curve, a knee point, as it can be said. This appears before the extension reaches the value of 0.5 mm. In more detail, this knee point appears when the extension of the first and the second coupon is about 0.3 mm, and when the extension of the third coupon is about 0.45 mm. The stress - strain curve of a composite material is practically a combination of the curve of the

brittle fibers and the curve of the ductile matrix. In the beginning, the behavior of both components is elastic. When the first microfractures begin to occur, the matrix curve reaches its yield point and the matrix starts to deform plastically. This point is the knee point of a typical composite stress - strain curve. Knee point indicates the transition from linear behavior to non - linear one. The growth of these microfractures and the development of new ones lead to the gradual failure of the fibers. Subsequently, this leads to the final fracture of the coupon. The stress, the strain, the load and the extension of the knee point can be defined as initial fracture stress, initial fracture strain, initial fracture load and initial fracture extension respectively. They are presented at Table 2:

Magnitude	Tension coupon 1	Tension coupon 2	Tension coupon 3
Initial fracture load (kN)	2.0043	2.0982	1.5586
Initial fracture stress (MPa)	157.5993	168.7959	259.0758
Initial fracture extension (mm)	0.2887	0.3111	0.4384

Table 2: Initial fracture magnitudes for tension coupons

Moreover, the point of collapse of each coupon can be easily observed. As it is expected, the collapse of each coupon is shown as a vertical drop of the curve of both load - extension and tensile stress - tensile strain diagrams. The final fracture load is also the maximum load applied on each specimen. In order to calculate the ultimate tensile strength, UTS, the area of the coupon that the load is applied is required. For this calculation is taken into account the annular sector geometry of the cross section of each specimen. The ultimate tensile strength is calculated as the ratio of the final fracture load to the area of the cross section. The magnitudes regarding the failure point of each coupon are presented on Table 3.

Value	Tension coupon 1	Tension coupon 2	Tension coupon 3
Final fracture load (kN)	13.8214	12.721	6.5553
Final fracture extension (mm)	3.6403	3.3782	2.9753
Area (mm ²)	12.7177	12.4304	6.016
Ultimate tensile strength (MPa)	1086.7838	1023.3774	1089.6369

Table 3: Final fracture values for tension coupons

The mean ultimate tensile strength is 1066.6 MPa.

The diagrams of the third coupon have a slightly different shape in regard with the ones of the two other coupons. The values of various magnitudes show a remarkable deviation. More specifically, regarding the third coupon, the values of the initial failure load as well as of the final fracture load and the final fracture

extension are smaller than the other two. This can be attributed to the smaller area of the specimen. However, the ultimate tensile strength does not show any notable deviation in any case, something that it is further proved by its calculation method.

CFRP Circular Tubular Specimens Compressive Test

In order to conduct the compression tests, cylindrical tubes are required, as mentioned above. Seventeen tubular specimens are prepared. It has been found that the ultimate tensile strength is 1066.6 MPa. The characteristics of the specimens are presented on Table 4.

Weight	
Average weight (g)	26.6
Minimum weight (g)	26
Maximum weight (g)	26.9
Dimensions	
Wall thickness (mm)	1.5
Outside diameter (mm)	40
Inside diameter (mm)	37
Height (mm)	100
Inside diameter tolerance (mm)	0.3
Outside diameter tolerance (mm)	0.3

Table 4: Weight and dimensions of the CFRP circular tubes

The seventeen tubes are divided into five groups of three and one group of two specimens. The specimens of the first group are tested under quasi - static axial loading. Each specimen of this group is placed axially between the plates of the universal testing machine, in order to be compressed. The specimens of the other groups are tested under quasi - static oblique loading, with each group corresponding to a different angle. The testing angles are 3°, 7°, 12°, 17° and 22°. In order to achieve this, a special base has been constructed (Figure 5.12). The base is constituted by two plates, a screw and a compact retaining ring. The height of the compact retaining ring is 20 mm and it is attached on the smaller plate. The one side of the smaller plate is attached on the larger one, having however the ability to rotate, while the antidiometric side can rise by

rotating the screw, which drills it. The tested specimen is wedged outside of the compact retaining, and the base with the specimen is placed between the two plates of the universal testing machine. Then, the demanded angle is achieved by rotating the screw. As a result, the specimen is compressed under oblique loading. In every case the length between the crashing plate of the universal testing machine and the closest edge of the compact retaining ring is calculated, so the first does not hit the second one. The crashing plate compresses the specimen until the value of its deformation equals the aforementioned length, in which a margin of safety has been added. In every case the test speed is 20 mm/min.



Figure 5.12: Base for the specimens

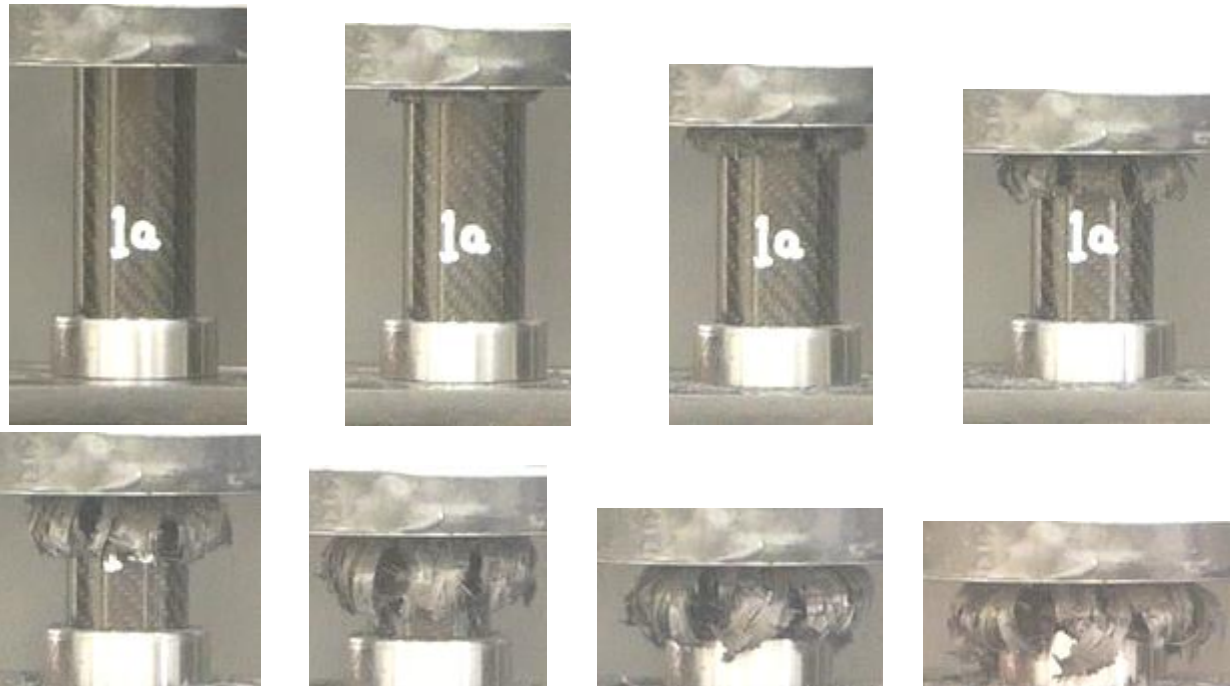
Chapter Six: Experimental Results & Analysis

Each one of the seventeen specimens were tested under quasi - static axial or oblique compressive loading, while the loading angle of each specimen varied between 0° and 22° , as mentioned above. During the compression of each specimen, the collected data formed two graphs. The first one was the compressive load - compressive extension graph, while the second one was the compressive stress - compressive strain graph. These graphs are presented in this chapter for one specimen per loading angle, along with the analytical display of each specimen's collapse and corresponding analysis of the failure. Then, an overall analysis is demonstrated. The figures of the rest of the specimens are presented on Appendix A.

In order to be more legible, the point of the top of each specimen subjected to oblique loading that makes first contact with the crashing plate of the UTM during the compression test is referred as left point. Respectively, the antidiometric point that makes lastly contact with the aforementioned plate is called right point. In the same way, the terms left and right side of a specimen are used.

0° Angle

Specimen 1a



Figures 6.1a - h: Stages of collapse of tube 1a



Figure 6.2: Front view of collapsed tube 1a



Figure 6.3: Top view of collapsed tube 1a



Figure 6.4: Bottom view of collapsed tube 1a

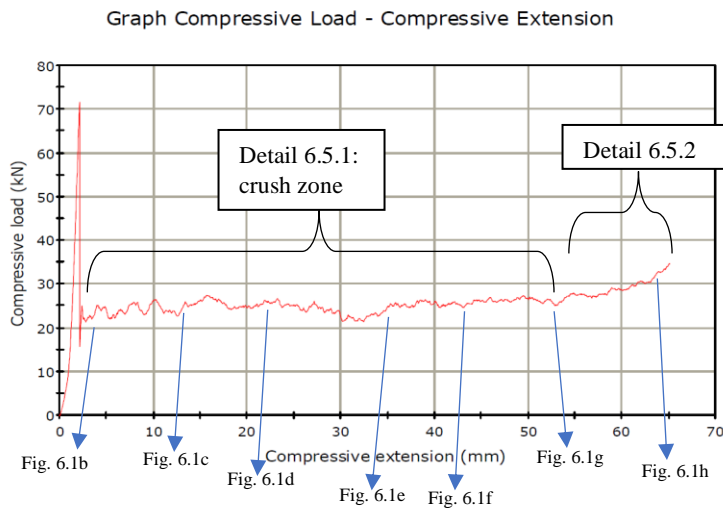


Figure 6.5: Compressive load – compressive extension graph for tube 1a. The blue vectors present the position of each stage of collapse, according to figure 6.1.

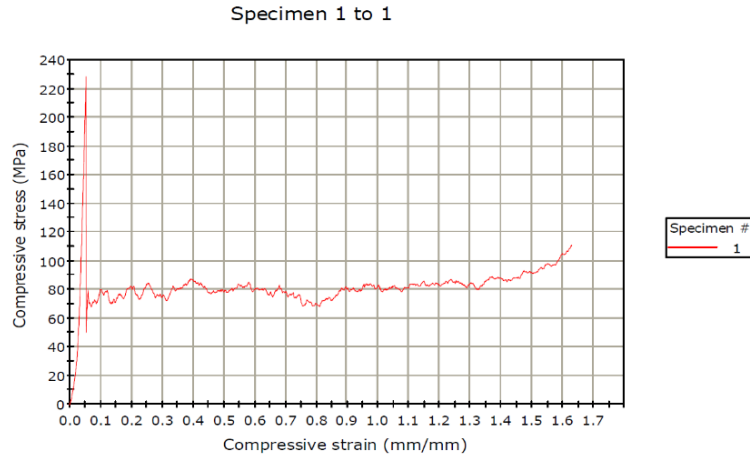


Figure 6.6: Compressive stress – compressive strain graph for tube 1a

Remarks on specimens under axial loading.

The tubes 1a, 1b and 1c show the same behavior regarding their collapse mode. Their mode of collapse is Mode I, or progressive failure. This mode is characterized by the specimen’s shaping, during the collapse, into one reminding of a mushroom (Figure 6.2). This is evident in each one of the three specimens. Due to axial loading the collapsed specimen is symmetric (Figure 6.3). The crashing plate applies load to the specimen, leading to the formation and the growth of the first cracks. As the plate continues to compress the specimen and the cracks to grow, delamination occurs and as a result, along with axial splits, detached bent lamina bundles are evident. The bent lamina bundles are also a result of the tensile stresses applied to the bent fronds due to their radial bending. The formatting cracks are also apparent. Meanwhile, the debris wedge has been shaped, and because of it the aforementioned lamina bundles form continuous fronds, which spread both outwards and inwards. The gathered material on top of the crack in which the debris wedge has been formed can be observed, due to its resemblance to a ring that separates the inwards of the outwards fronds (Figure 6.3). The size of the fronds increases as the compression proceeds (Figures 6.1a - h).

The outwards bent lamina bundles coil downwards, forming the characteristic mushroom shape, and increasing the frictional resistance of the specimen. As it is expected, the radius of the coils increases as the compression proceeds, due to the development of the bending of the lamina bundles. The plies of the lamina bundles are exceptionally thin, resulting to small parts of the material being fully detached. As the compression proceeds and the outwards bent lamina bundles coil further, material can be observed to detach

completely from the specimen, due to advanced delamination and separation between the fibers and the matrix (Figures 6.1a - h). This is also evident after the compression test is completed. Detached thin fiber bundles can be shown to protrude from the bent bundles. The inwards lamina bundles contribute to the formation of the debris inside the specimen, leading to its densitification. The edges of these bent lamina bundles are evident inside the collapsed specimen (Figure 6.4). The lower part of the tube remains unaffected as expected, because of the retaining ring.

The graphs of the three compressive load - compressive extension diagrams are almost the same (Figures 6.5, A.5 and A.11). This is expected due to the fact that the specimens 1a, 1b and 1c failed following similar behavior. It can be seen in each graph that the peak load is reached soon after the compression test has begun. Then it falls abruptly and the curve displays serrations, until a gradual increase of the load is evident.

Analytically, when the crashing plate begins to apply load on the specimen, there is an increase on the value of it, while the specimen follows elastic behavior and no splits have been formed, until the peak load is reached. The peak load is 71.6 kN, 86 kN and 67.9 kN for specimens 1a, 1b and 1c respectively, and indicates that the laminas of the material are unable to withstand the applied load anymore. This leads to the beginning of the formation of notable cracks, and therefore of fronds, which in turn results to the start of to the catastrophic collapse of the specimen. It is worth mentioning that when the peak load is reached, a characteristic sharp sound, which signifies the beginning of the collapse, can be observed. The resistance of the tube abruptly decreases and so does the applied load. In the crash zone (Detail 6.5.1), where oscillations are evident at the curve, the load is about 23 kN. When the specimen has been notably compressed, the applied load begins to rise (Detail 6.5.2). This is a result of the densitification of the specimen due to the compressed debris that has been gathered inside it. The stress - strain curves follow a similar behavior, due to the fact that stress is analogue of the applied load. The strain is about 1.62 mm/mm, 1.65 mm/mm and 1.63 mm/mm for specimens 1a, 1b and 1c respectively (Figures 6.6, A.6 and A.12).

3° Angle

Specimen 2c

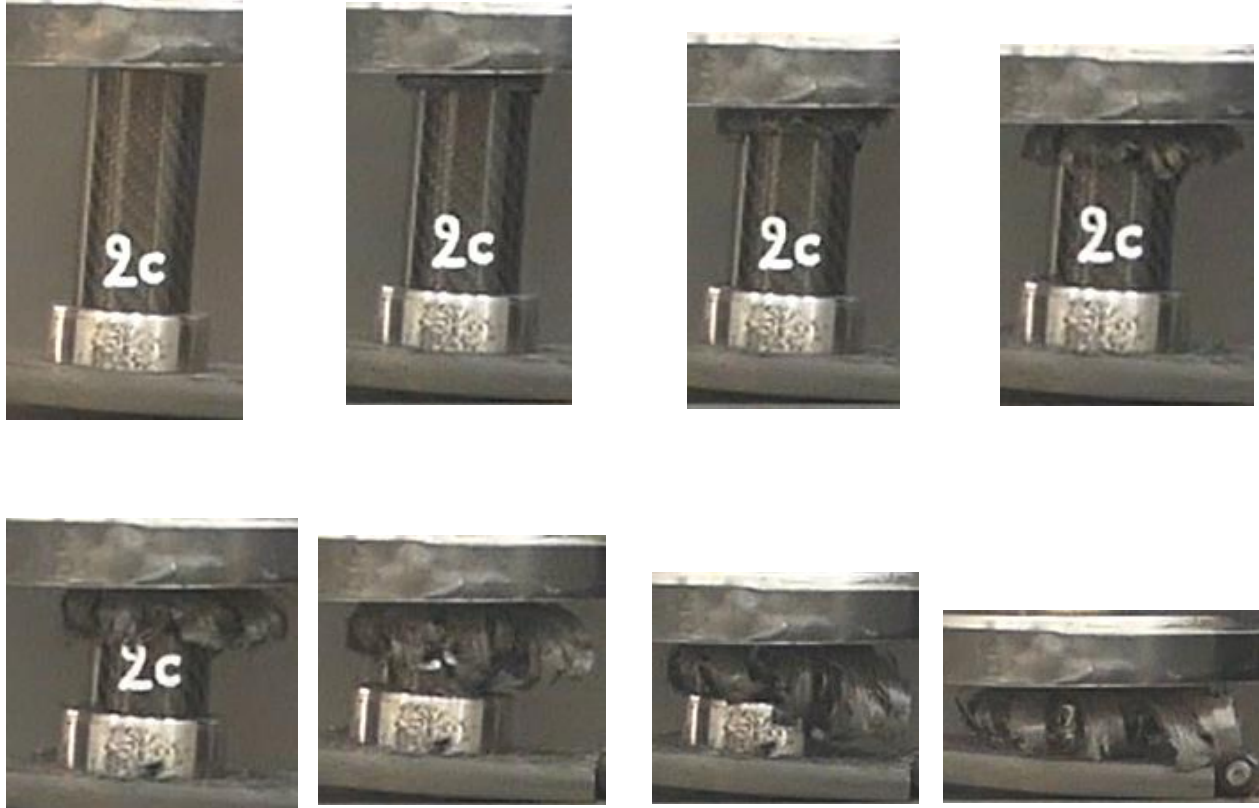


Figure 6.7a – h: Stages of collapse of tube 2c



Figure 6.8: Front view of collapsed tube 2c



Figure 6.9: Top view of collapsed tube 2c



Figure 6.10: Left view of collapsed tube 2c



Figure 6.11: Bottom view of collapsed tube 2c

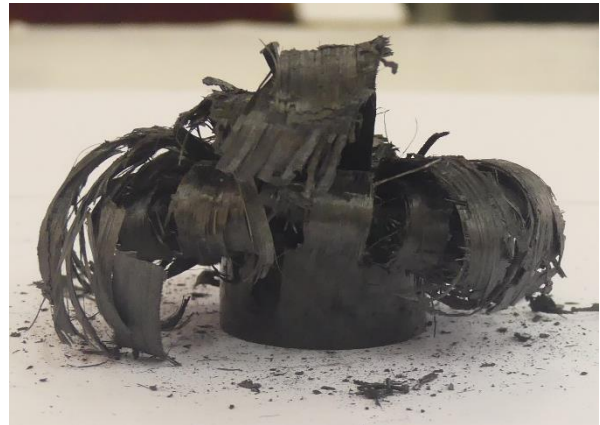


Figure 6.12: Right view of collapsed tube 2c

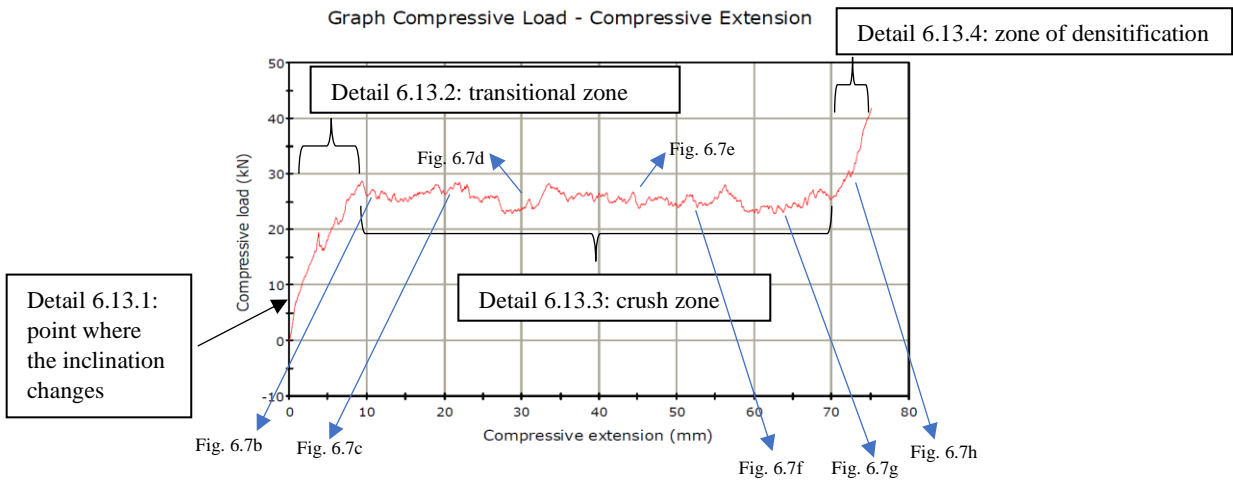


Figure 6.13: Compressive load - compressive extension graph for tube 2c. The blue vectors present the position of each stage of collapse, according to figure 6.7.

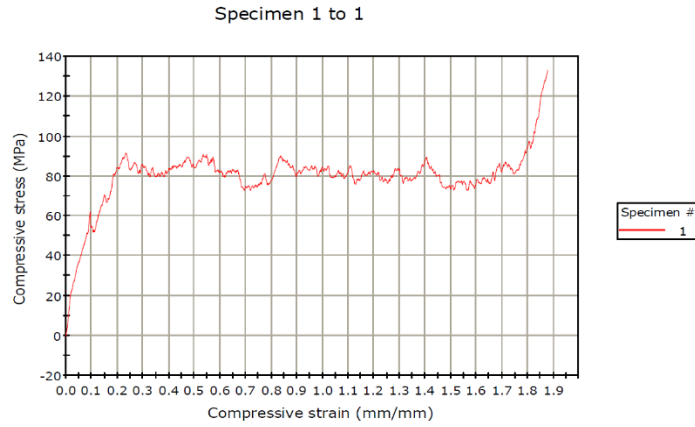
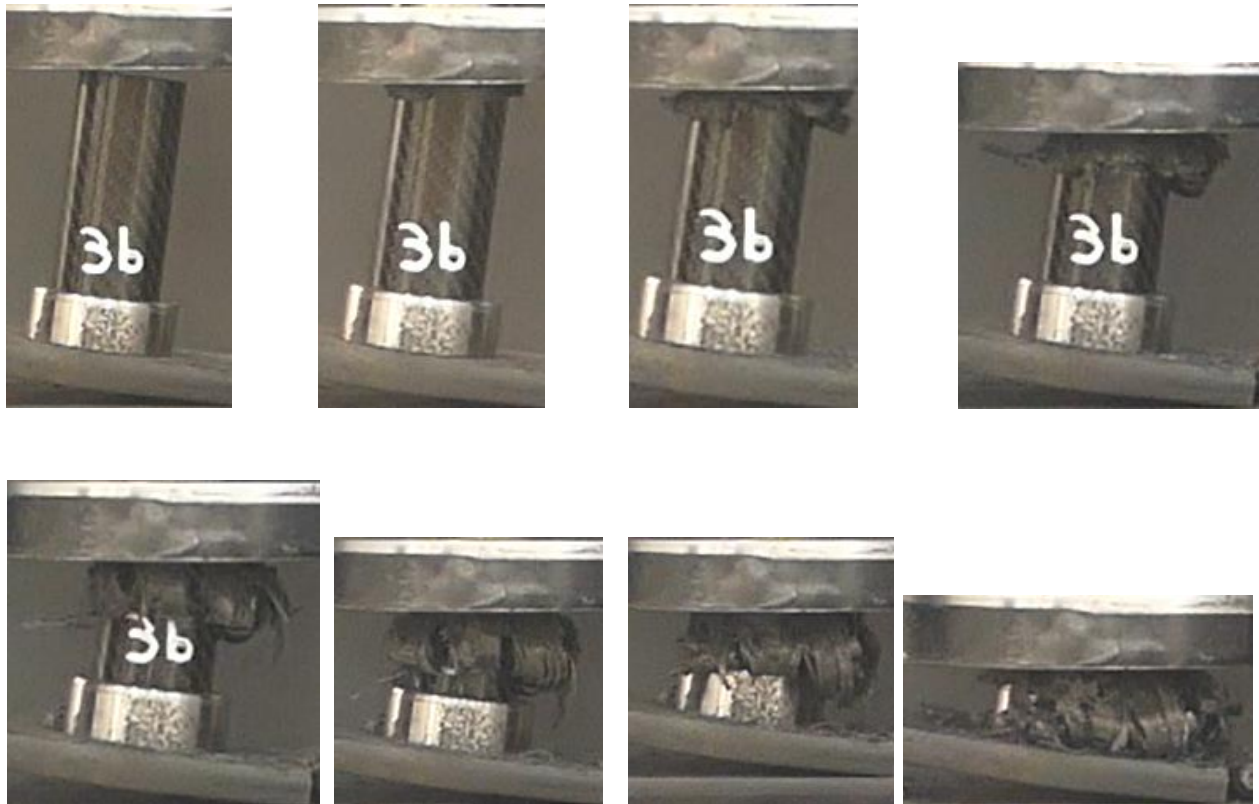


Figure 6.14: Compressive stress – compressive strain graph for tube 2c

7° Angle

Specimen 3b



Figures 6.15 a – h: Stages of collapse of tube 3b



Figure 6.16: Front view of collapsed tube 3b



Figure 6.17: Bottom view of collapsed tube 3b

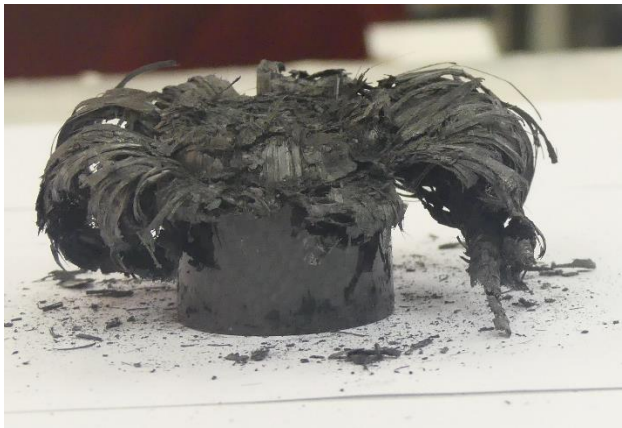


Figure 6.18: Left view of collapsed tube 3b



Figure 6.19: Top view of collapsed tube 3b



Figure 6.20: Right view of collapsed tube 3b

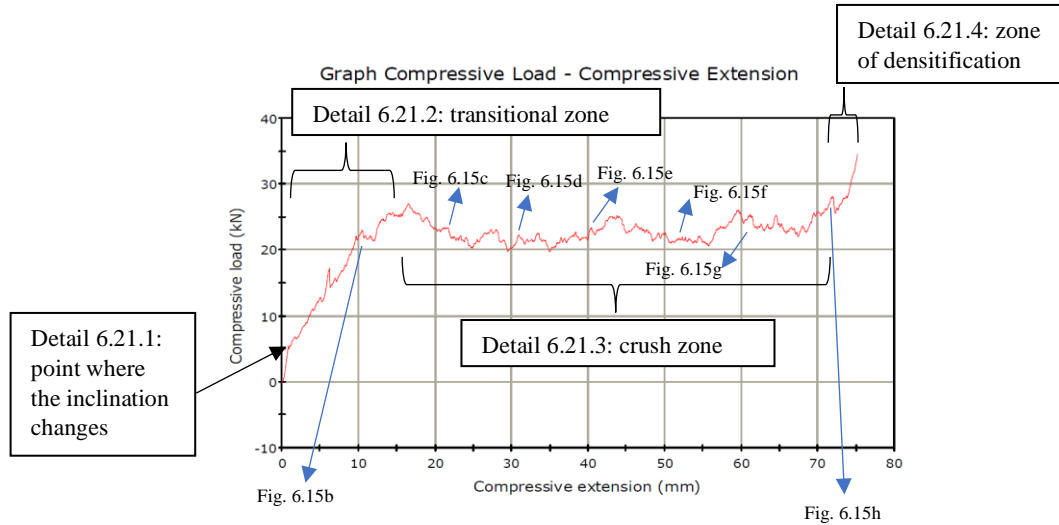


Figure 6.21: Compressive load - compressive extension graph for tube 3b. The blue vectors present the position of each stage of collapse, according to figure 6.15.

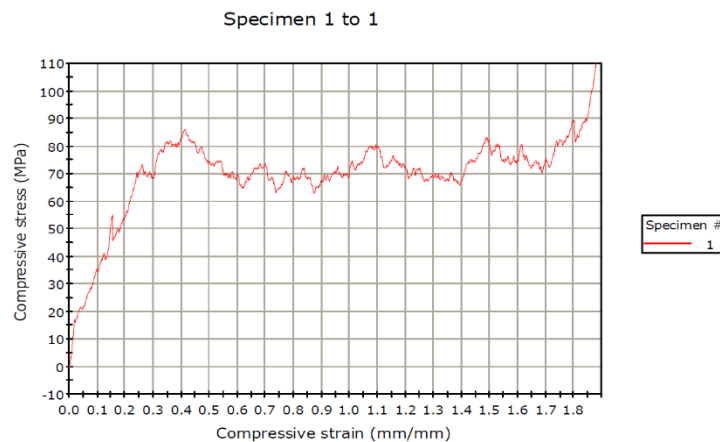


Figure 6.22: Compressive stress – compressive strain graph for tube 3b

Remarks on specimens under 3 and 7 degrees oblique loading.

The 3° and 7° loaded tubes can be analyzed together, not only due to their similar characteristics, but also because of their differences. As far as the similarities are concerned, the crashing plate of the Universal Tensile Machine touches the left point of the tube while it is not in full contact with the tube end like in the previous case of the axially loaded specimens (0 degrees), because of the specimen's oblique placement (Figures 6.7a and 6.15a). Due to the small angle, it appears that the contact occurs on a notable part of the edge of the apex, however this is not the case. That said, the small loading angle leads rapidly to the full

contact of the tube end with the crashing plate (Figures 6.7b and 6.15b). Cracks, fracture, and delamination occur earlier on the left side of each specimen, leading to earlier formations of the fronds there. Not only have the aforementioned mechanisms been developed when the full contact of the tube with the crashing plate first takes place, but also the early stages of the coiling of the material have begun to become apparent. This means that the debris wedge has already been formed and the splitting of the tube into the inwards and outwards fronds has started. This indicates that the debris wedge is shaped rapidly after the compression test begins.

In the initial stages of the collapse test (Figures 6.7a - d and 6.15a - c), it appears that the bending of the lamina extends uniformly around the tube, especially for the 3° loaded specimens. However, this is not the case in the later stages. Soon there is a noticeable difference between the left side and the right side (Figures 6.7d - h and 6.15c - h). The fronds that coil outwards are thicker (i.e., more plies constitute those fronds) on the right side of the tube, while the left side is characterized by more inwards coiling lamina bundles. This is more evident when the specimens were loaded in 7 degrees. It is worth mentioning that, during the collapse stages of tube 3b, a frond formed on the left side of the tube did not coil outwards, as expected, but it protruded out (Figures 6.7c - d). Perhaps a defect or imperfection of the material worked as a local triggering mechanism and during the early stages of the collapse a local horizontal crack was developed. This crack did not expand much, and due to the compressive load led to the partial local failure of a part of the tube not at its apex, but at the area of the crack. This behavior reminds loosely Mode II of collapse. The aforementioned part of the tube was actually a lamina bundle, and, because of its partial collapse, did not detach completely, but bent abruptly, in regard with the other lamina bundles whose fronds coiled outwards as the crashing plate moved downwards. However, during the later collapse stages the aforementioned lamina bundle detached from the collapsing specimen.

As the collapse continues to evolve, the characteristic mushrooming shape of the Mode I of collapse becomes notably evident (Figures 6.7e - h and 6.15d - h). It is apparent that there are more fronds formed on the right side due to the fact that there are probably more outwards coiling lamina bundles. As a result, the mushrooming shape is more noticeable in the right side of the specimen, especially in regard to the tubes placed on an angle of 7°. The radius of the fronds is larger during the later stages of collapse, due to the increasing length of the coiling lamina bundles.

As mentioned above, the shape of each collapsed specimen is the characteristic mushrooming one, resulting to the increase of the frictional resistance (Figures 6.8 and 6.16). At the early stages of the collapse, splits began to form and grow from the apex of the tube. The formation of the larger cracks is accompanied by a characteristic sharp sound. The louder ones correspond mainly to the first crack (which takes place on the left side of the specimen), but also to the splits starting forming on the right side of the tube. The area

between two cracks constitutes a lamina bundle, which subsequently splits into an outwards coiling frond and an inwards one, due to the formation of the debris wedge. The highest point of the outwards bending lamina fronds of the specimens after the compression test is in most cases slightly above the top of the densified debris material located inside the collapsed specimen (Figures 6.10 and 6.18). Nonetheless, Figure 6.12 shows that the lamina bundle of the right side of the specimen has not been shaped into a downwards coiling frond. On the contrary, it stands upwards. This is a result of the fact that oblique loading leads to an increase of the bending of right side's lamina bundles. Oblique loading and bending of the outwards coiling fronds are also related with the large radius of the right side's lamina bundles. Lamina bundles that do not coil as expected are also present to specimens 3a and 3c, but in a smaller scale. For the same reason more lamina bundles coil outwards, when the right side of the specimen is concerned, while the in the left side there are more inwards bent bundles (Figures 6.8 and 6.16). As expected, the lamina bundles have visibly almost equal thickness.

The region between the inwards and the outwards coiling lamina bundles is also presented (Figures 6.9 and 6.19). This is actually the top of the crack inside which debris wedge is formed, which splits the material into the aforementioned bundles. The ring of material that is apparent is the material gathered inside this crack. In addition, this region is lower than the material bent and gathered. This shows that, during the compression test, the material inside the tube is strongly densified, however, after the experimental procedure and therefore the lack of contact between the specimen and the crashing plate, part of it is decompressed upwards.

The asymmetry of the oblique loaded specimens is noticeable via the bottom view, among other indicators (Figures 6.11 and 6.17). Inclination is evident due to the different amount of outwards formatted fronds between the left and the right side of the specimen, as well as due to the different coiling radius. The edges of the inwards formatted lamina bundles are also apparent.

The inwards bent lamina bundles form a more shuttered structure than the outwards coiling fronds. This can be explained as a result of the compression of the inwards bent bundles due to space restriction and, therefore, their densification. Notable is also the amount of detached material and carbon dust around the specimen, as well as the ease that a bent lamina bundle (or especially part of it) can be detached from the collapsed tube. For example, a remarkable part of the fronds of the left side of tube 3b are subjected to detachment during compression (Figures 6.15c - d). This shows the brittleness of the lamina bundles that have been subjected to fracture, cracks, delamination and reshaping into coiling fronds due to the compression, as well as it emphasizes the catastrophic nature of the compressive test. Through the above observation it is actually accentuated that, despite the fact that CFRPs are characterized by advanced mechanical properties and therefore be suitable for state - of - the - art mechanical applications, the nature

of their basic specimen, the carbon fibers, is remarkably brittle. Partial detachment of lamina bundles during the various stages of collapse is evident also on the right side of specimens 3a and 3c.

Furthermore, due to the way the fronds of the outwards bent lamina bundles have been separated from each other during the compression and therefore their formation, the direction of the fibers of the unidirectional fabrics that compose the specimen is largely evident (Figures 6.12 and 6.20). When the long edge of the frond is characterized by detached fibers and bundles, a 90° fabric is concerned. Respectively, when the edge of the frond is macroscopically smooth, the direction of the fibers is of 0° .

There are few notable differences between the 3° loaded specimen and the 7° loaded one. One of them is the inclination of the collapsed specimens, determined by the formation of the outwards coiling lamina bundles (Figures 6.8 and 6.16). The differences in number and frond radius between the left and the right side of the tube are greater when the 7° loaded specimen is concerned. Certainly, as mentioned above, due to the formation of the debris wedge, there are more outwards bent lamina bundles on the right side and inwards ones on the left side regarding the 7° loaded specimens than the 3° loaded ones.

The compressive load - compressive extension graphs of the specimens subjected to 3° or 7° oblique loading have particularly similar curves (Figures 6.13 and 6.21). Their shape is totally different from the case of axial loading. The curves of the compressive load show that the value of it increases at the beginning. This is the initial elastic behavior as well as the transitional stage (Details 6.13.2 and 6.21.2) between this and the crash zone, in which the collapse has started to happen to the left side of the specimen and gradually proceeds to start to the other parts of it, with final one the right side. More specifically, a change to the inclination of the load - extension curve can be observed, which is closely to the beginning of the compressive test (about 2 sec - Details 6.13.1 and 6.21.1). The curve becomes less steep and fluctuations start to become apparent. This corresponds to the end of the elastic behavior of the left side of the specimen and beginning of the plastic deformation of it, thus the start of the fracture, crack spreading and consequently collapse. This is actually the first main fracture of the specimen and the beginning of its plastic deformation. In other words, it can be interpreted as the end of the region of the elastic behavior of the tube and the start of the transitional one, or, in the case of not taking into account the transitional zone, the start of the crash zone of the specimen.

The crash zone region of both cases begins when the crashing plate of the universal testing machine makes full contact with the specimen (and the collapse happens to the whole apex of it) and ends when densitification takes place (Details 6.13.3 and 6.21.3). This region starts, or the full contact mentioned above happens, a little later for the 7° loaded specimen. This is anticipated because in this case the vertical distance between the crashing plate and the right side of the specimen is bigger due to the increased angle. At the

crash zone the value of the applied load is close to a mean value, forming a plateau. In other words, from the point of when the crashing plate made full contact with the specimen to the point of the beginning of densitification, the curve of the load applied to the specimen has little fluctuation. However, oscillations are evident, being associated with the necessity of a locally increased load in order a local crack to form. The mean plateau value is about 25.5 kN for specimen 2c, while it decreases to about 22.6 kN when the specimen 3b is concerned. The difference between these mean load values is the main contradiction between the curves of the two oblique loading cases that are presented in this section.

On both cases, there is an abrupt increase of the load applied on the specimen during the last stages of the compression test (Details 6.13.4 and 6.21.4). This is because the specimen, and especially the lamina bundles and the debris material coiled and gathered inside of it, have been compressed and densitized. This leads to the increase of the resistance of the specimen to the crashing plate and therefore the rise of the applied load in order to continue the compression procedure. As a result, the peak load is the value of the applied load just before the termination of the compression test. The strain is 1.88 mm/mm for both specimens 2c and 3b (Figures 6.13, 6.21).

Generally speaking, 3° loaded specimens have remarkably similar shape and behavior in all aspects with 7° loaded ones.

12° Angle

Specimen 4c



Figures 6.23a - h: Stages of collapse of tube 4c



Figure 6.24: Front view of collapsed specimen 4c



Figure 6.25: Bottom view of collapsed specimen 4c



Figure 6.26: Left view of collapsed specimen 4c



Figure 6.27: Top view of collapsed specimen 4c



Figure 6.28: Right view of collapsed specimen 4c

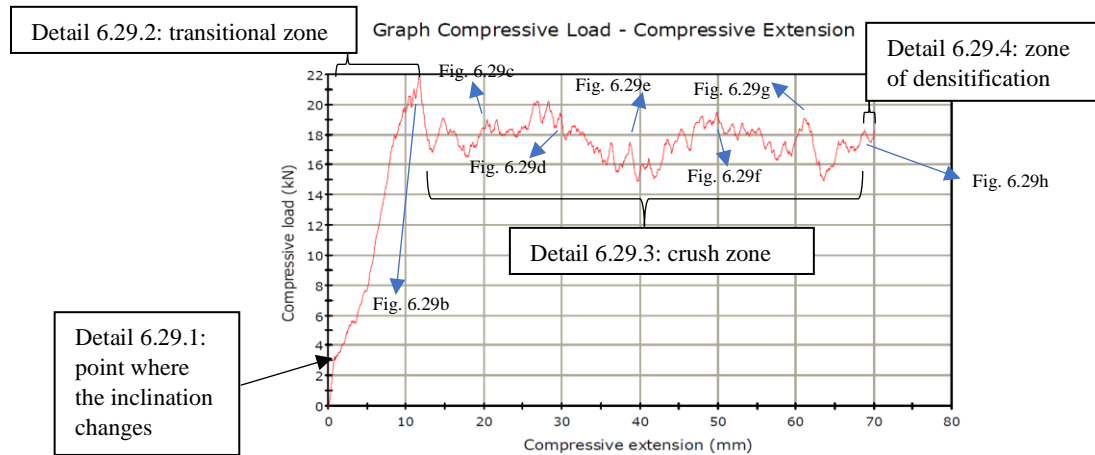


Figure 6.29: Compressive load - compressive extension graph for tube 4c. The blue vectors present the position of each stage of collapse, according to figure 6.29.

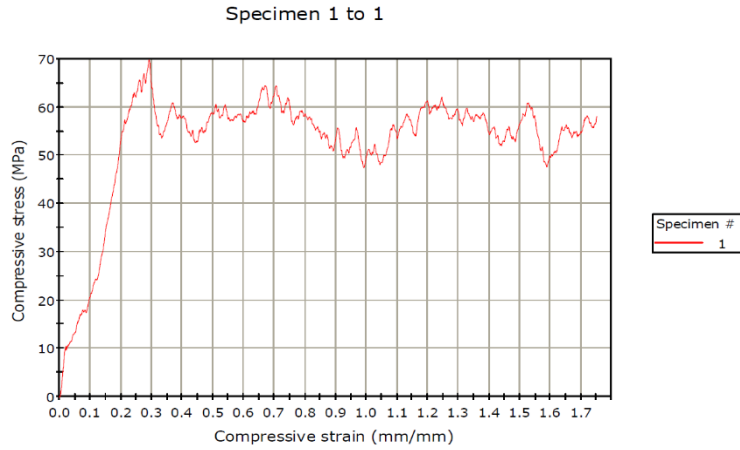


Figure 6.30: Compressive stress - compressive strain graph for tube 4c

17° Angle

Specimen 5c

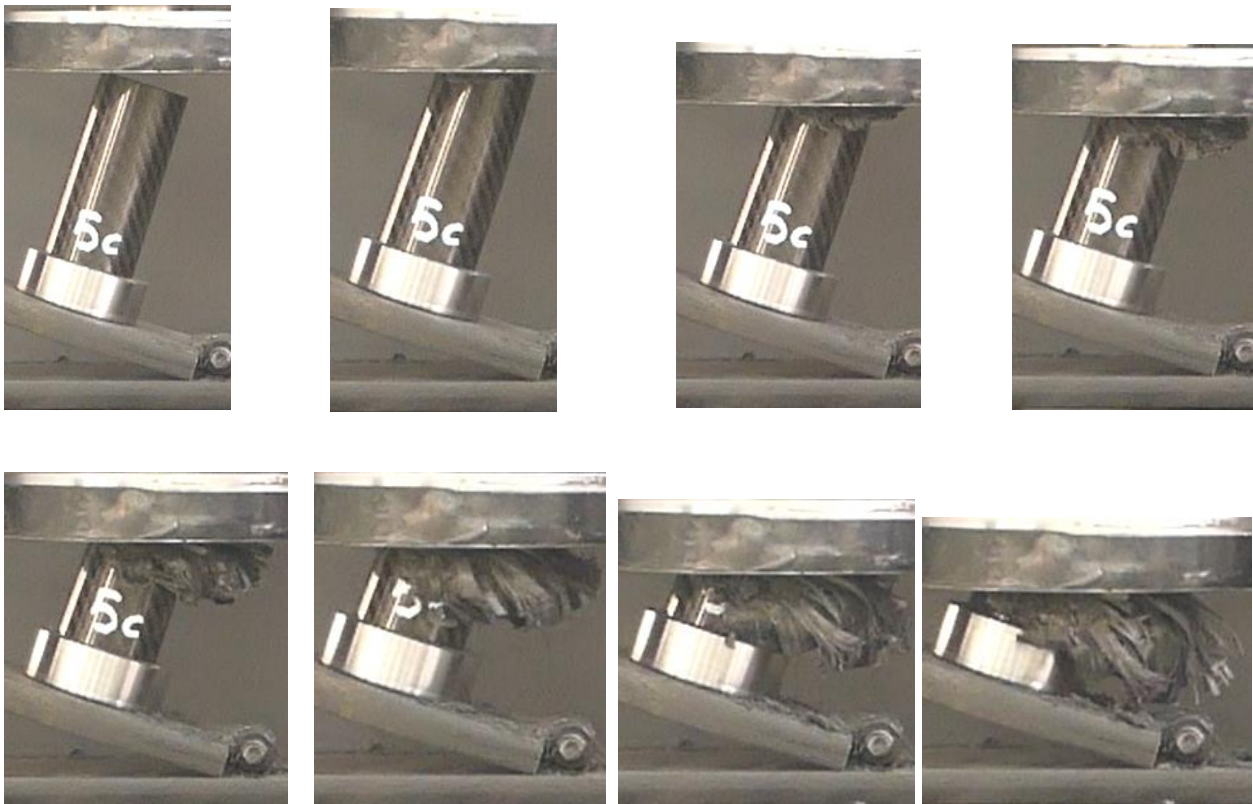


Figure 6.31a – h: Stages of collapse of tube 5c



Figure 6.32: Front view of collapsed specimen 5c



Figure 6.33: Bottom view of collapsed specimen 5c



Figure 6.34: Left view of collapsed specimen 5c



Figure 6.35: Top view of collapsed specimen 5c



Figure 6.36: Right view of collapsed specimen 5c

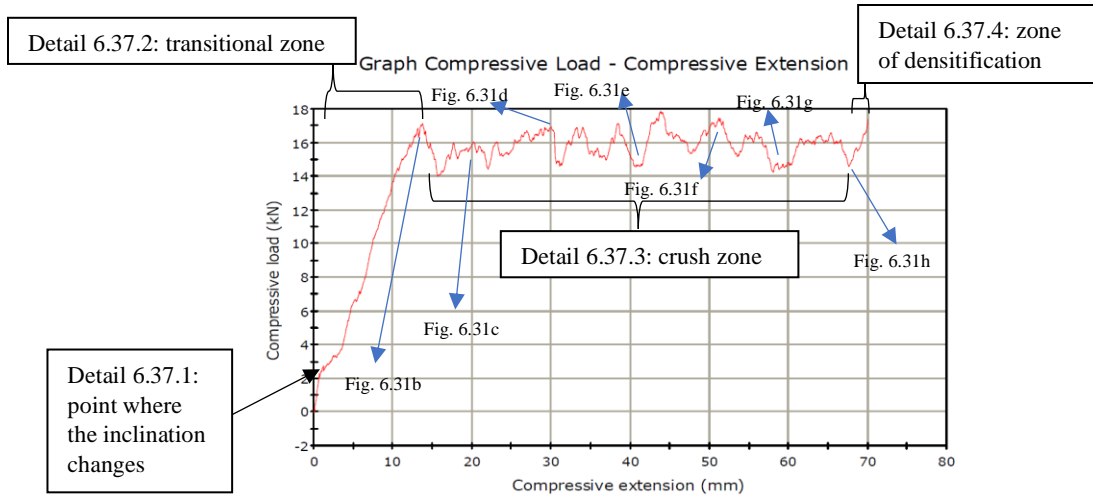


Figure 6.37: Compressive load - compressive extension graph for tube 5c

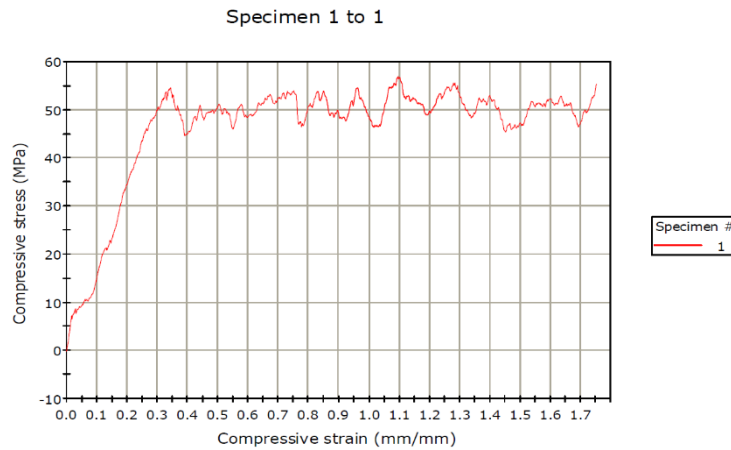


Figure 6.38: Compressive stress - compressive strain graph for tube 5c

Remarks on specimens under 12 and 17 degrees oblique loading.

As in the previous section, the 12° and 17° loaded specimens are analyzed together. These two groups of specimens bear a great number of similarities, allowing their simultaneous study. The loading angle is large, resulting in interesting observations. As expected, not only the stages of compression and the final specimens but also the relative graphs are characterized by a notably different behavior in relation with the case of axial loading.

At the beginning of the compression test, the crashing plate of the Universal Testing Machine makes contact with the tube on the left side's point (Figures 6.23 and 6.31). As the compression proceeds, fracture and cracks start rapidly to form leading to delamination and bending of the lamina bundles and the beginning of their coiling and subsequently their plastic deformation. At the same time, the plate continues its gradual contact with the top of the specimen, until it reaches the right side and total contact is made (Figures 6.23b and 6.31b). This generally leads to the occurrence of the aforementioned formation of cracks and coiling lamina bundles gradually on the whole specimen. In particular, before the total contact has been made, left side's lamina bundles have already begun bending inwards.

It is evident from the early stages of the collapse that the lamina bundles on the right side tend to bend more than the ones on the left side (Figures 6.23 and 6.31). Actually, on the left side bending is hardly apparent. When the 17° loaded specimen is concerned and during the early stages of collapse, there are not outwards bent lamina bundles on its left side. Coiling is not so observable on the right side, as it appears only bending to be present. As the compression test proceeds, all outwards bent lamina bundles appear to have an orientation towards right side. The crashing plate presses the outwards bent lamina bundles not only downwards, but also rightwards, due to the large loading angle. The large loading angle results also to the almost non - existent coiling on the right side. The slight coiling of the lamina bundles becomes apparent during the later stages of failure. Regarding the 12° loaded specimen, even before the finishing of the experimental procedure, two great splits are evident, separating the bent lamina bundles close to the right side from the ones close to the center either on the front or the back side (according to the front view of the specimen) of the specimen.

During compression, the characteristic sharp sound of the fracture of the material can be heard. A louder than average sound is audible shortly after the contact of the plate and the specimen. This means that this sound correlates with the formation of the first major crack. Fracture sounds continue to be audible, with some louder than average, too, which are related to other major cracks. When the bending of laminas corresponding to the whole apex has begun, the sounds became slightly less loud. Regarding specimen 5c, some more observations have been made. The initial loud sharp sound was audible very shortly after the beginning of the compression, indicating that the collapse started earlier than in other cases. This is a result of the 17° angle loading, because it is related with a smaller area of contact between the plate and the tube at the beginning of the experimental procedure, leading to an earlier formation of cracks compared to when specimens of a smaller angle are concerned.

An initial macroscopic study of each collapsed specimen shows that outwards bent lamina bundles are non - existent on the left side, while the right side is characterized by wide fronds that mostly stand up upwards, illustrating the intense, and often total, delamination (Figures 6.24 and 6.32). The upwards orientation is a

result of the inclination the specimen's placement; for this reason, there is a noteworthy difference between the highest point of the collapsed left and right side of the specimens (Figures 6.24 and 6.32). This is opposite to the inwards bent bundles, which have been compressed and become debris. The axial splits developed on outwards bent fronds are evident, leading to delamination and bending (Figures 6.26, 6.28, 6.34 and 6.36). Between the lamina bundles of the two aforementioned sides, the outwards bent lamina bundles coil into downwards fronds. The lamina bundles of the left side mostly bend inwards and the ones of the right side mostly bend outwards, while coiling on both cases is hardly present. It can be assumed that, due to the large loading angle, the debris wedge is not formed in the middle of the wall thickness of the specimen, but closely to the outer or the inner side. The large loading angle results also to the intense bending of the right side. Possibly, especially when 17° loaded specimens are concerned, the debris wedge is even absent. This happens, among other cases, at some left side's inwards bent lamina bundles, that have not totally become debris inside the collapsed tube, and which are evident due to their glossy twill texture. An example is apparent on specimen 4c, while several ones on 5c (Figures 6.26 and 6.34). When these lamina bundles are concerned, the debris wedge is non - existent. The 17° loading angle results also to a notably gradual and smooth transition of the bending from the left side' inwards to the right side's outwards lamina bundles. In this case, actually, bending is intense. Both specimens' collapse can be described as bending collapse.

Regarding specimen 4c, as mentioned above, two main splits are evident (Figure 6.27). These large cracks, and another two that can be assumed, separate the lamina bundles into four large groups. The first group is the lamina bundles corresponding to the right side of the tube. The second and third group are related to the front and back sides. A great number of these lamina bundles of the aforementioned three groups are particularly wide, so they can be referred as fronds. Especially regarding the outside fabric layer of the tube, it appears that the material split into three pieces. A possible explanation is that, during the early stages of collapse, four cracks have been formed. These splits were characterized by great stress concentration, leading to their notable development and not allowing other cracks of comparable size to grow. Such an evident separation of the bundles due to splits is not apparent on specimen 5c (Figure 6.35). The fourth group, corresponding to the left side, is consisted of the inwards bent lamina bundles. The two aforementioned hypothetical splits have been assumed due to the fact that there is not a transitional area of lamina bundles between the totally inwards bending ones and the ones that are characterized by an outwards coiling behavior. These two splits may be present on specimen 5c too. Chapter eight provides a further insight on that matter. Regarding specimen 5c, some wide fronds along with significantly thinner bundles can be observed. This indicates that relatively notable splits have been formed, along with smaller ones.

The outwards bent fronds provide information about the direction of the fibers of each specimen's ply (Figures 6.28 and 6.36). When the sides of these fronds are smooth, the unidirectional fibers are vertical (0°). On the contrary, when small fibers protrude from the sides, the direction of the fibers is horizontal (90°). From this observation, and according the corresponding one regarding the specimens of 3° and 7° , it is found that only the outside ply is characterized by a twill woven fabrication. The others are unidirectional, of either 0° or 90° direction. This observation is strengthened by the delaminated material fronds. The delamination is, mostly in the right side, so intense in some fronds, that they have been completely separated one from the other.

Due to the absence of fronds in a notable part of the specimen, it can be clear that the bottom of the tube, which was wedged inside the retaining ring, remains visibly unaffected by the compression. After the compression test has been finished and the densitification of the material inside the specimen has taken place (Figures 6.25 and 6.33), the compressed debris slightly decompresses upwards (Figures 6.26 and 6.34). The detached material and debris that can be observed around the collapsed specimens indicate the brittleness of the material after the collapse. The typical mushrooming shape that characterizes specimens collapsing via mode I is not observable due to the great angle, although coiling exists (Figures 6.24 and 6.32).

The compressive load - compressive extension graphs of the 12° loaded specimens bear many similarities with the 17° loaded ones (Figures 6.29 and 6.37). As mentioned on the previous set of specimens, the curves are characterized by a sharp increase of load, following by a plateau until densitification takes place. The first stages of collapse correspond to a relatively steep behavior of the curve, with only a few oscillations evident. The area below this part of the curve is actually constituted by two sub regions. The first one is correlated with the initial elastic behavior of the specimen, which takes place until the beginning of the formation of cracks (Details 6.29.1 and 6.37.1). The end of this zone is apparent due to an alteration in the inclination of the curve; it becomes less steep and variants are evident. The second subregion, the transitional one related with the beginning of plastic deformation, corresponds to the gradual contact of the plate and the specimen and subsequently the crack formation across the latter's apex (Details 6.29.2 and 6.37.2). In other words, at this region the left side of the specimen has begun to collapse and as a result being subjected to plastic deformation, while the right side is still characterized by elastic behavior.

The crash zone begins right after the transitional one (Details 6.29.3 and 6.37.3). It corresponds to the stage of the specimen's collapse that starts with the crack formation on the right side and ends with the beginning of densitification. The curve of this region is a plateau characterized by oscillations. The oscillations are related with the briefly increased load needed in order the compression to evolve. In other words, during the compressive procedure the heterogeneity of the material and its various imperfections, the friction, and

possible already formed fractures as well as their concentration affect the required load magnitude. The final sharp increase of the load corresponds to densitification (Details 6.29.4 and 6.37.4). Nevertheless, in both specimens densitification is marginally present due to the fact that the experimental procedure finished before it could evolve. For this reason, the peak load appears to be part of the plateau of the graphs.

The main differences between the 12° loaded specimens and the 17° loaded ones are that in the second case the coiling is absent in more lamina bundles, while there are more solely inwards and outwards bent fronds. Moreover, tubes in the group 5 are characterized by lamina bundles related with a right bending orientation. As expected, the magnitude of both peak and mean applied load is higher regarding 12° loaded specimen. In particular, specimen 4c's peak value is 21.89 kN, while tube 5c's is 17.865 kN. For this reason, the second case is expected to be characterized by lower energy absorption capability. The strain is 1.75 mm/mm for both specimens 4c and 5c (Figures 6.30, 6.21).

22° Angle

Specimen 6b



Figures 6.39a – h: Stages of collapse of specimen 6b



Figure 6.40: Front view of collapsed specimen 6b



Figure 6.41: Bottom view of collapsed specimen 6b



Figure 6.42: Left view of collapsed specimen 6b



Figure 6.43: Top view of collapsed specimen 6b



Figure 6.44: Right view of collapsed specimen 6b

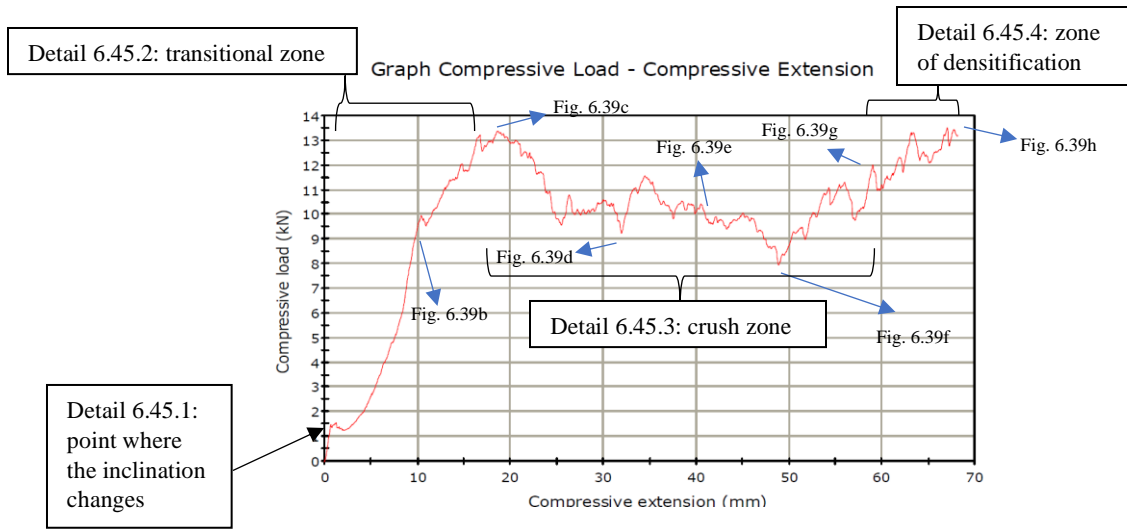


Figure 6.45: Compressive load - compressive extension graph for tube 6b

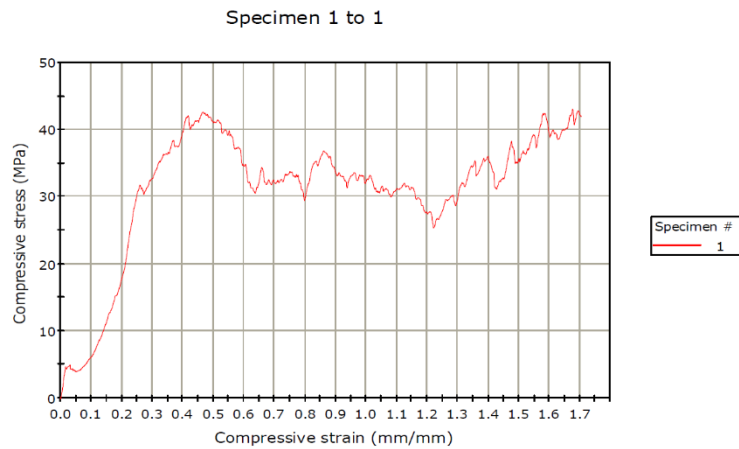


Figure 6.46: Compressive stress - compressive strain graph for tube 6b

Remarks on specimens under 22 degrees oblique loading.

The largest loading angle of the specimens is 22°. As expected, the collapsing procedure, the relative graphs and mostly the resulted specimens bear many interesting remarks, while it is the case that bears the minimum similarities with axial loading. From the loading angle it can be expected that bending would be of significant intensity, something that is proved from the very early stages of collapse, even before outwards bent lamina bundles become slightly apparent (Figures 6.39a and b). The beginning of bending and coiling of front side's fronds is evident before the crashing plate contacts the right side of the specimen. Coiling is not apparent on the left side, leading to the conclusion that lamina bundles bent only inwards.

Soon, right side is characterized by bent lamina bundles, while the fronds that correspond to the front side appear to have an orientation to the right side (Figures 6.39c - f). However, as the collapse progress, the latter observation is less evident due to the fact that the further formation and development of the coiling fronds resulted to a downwards orientation of them (Figures 6.39g and h). After the compressive loading and the retraction of the crashing plate, the bent lamina bundles decompress and an upwards orientation is evident (Figure 6.40). This upwards orientation is a result of the large loading angle.

The characteristic sound of the fracture's growth is evident. The maximum concertation of sounds is during the beginning of the bending of left side's lamina bundles, because it is associated with an increase of crack formation. The sharp sounds are apparent during the first contact of the plate and the various points of the specimen's apex due to the initial crack formation in the relative area. The sound's loudness increases when the plate reaches the right side. This is related with an increase of the applied load needed for the crack formation and therefore the complete plastic deformation of the tube's apex. After all, the split corresponding on the right side is the biggest one regarding specimen 6b (Figure 6.44). During the following stages of collapse, the characteristic sound is notably less evident, because the main splits have already been formed and only smaller cracks begin to grow.

The specimen's collapse is strongly affected by the loading angle, and can be described as bending collapse. Its failure has some characteristics of mode I of collapse, or progressive folding. Continuous fronds are evident, delamination and axial splitting growth are apparent, the lamina bundles bend, while a number of them also coil outwards (Figure 42). As expected, due to the loading angle, the characteristic mushrooming shape of the mode is not apparent.

A greatly interesting observation is the fact that the collapsed specimen is partially see - through, as it can be clearly seen from the bottom view (Figure 6.41). This is strongly related with the limited debris that is accumulated inside the collapsed specimen. After the start of the collapse of the left side's lamina bundles, the crashing plate continues to press and bend them. As a result of it and of the large loading angle, the bent lamina bundles remain parallel to the crashing plate instead of being compressed inside the specimen. As the compression proceeds, the bent fronds continue to make full contact with the plate, leading to further parallel (to the crashing plate) bending of the rest of the material and the absence of coiling (coiling is marginable regarding this specimen). Meanwhile, the plate starts contacting the rest of the apex, until it reaches the right side. This side' lamina bundles have the same bending behavior as the left side's ones (Figure 6.43). Because of the intense bending parallelly to crashing plate, inwards bending is mostly absent. Due to the general absence of inwards bending, the debris inside the specimen is limited, leading the tube being partially see - through. The lamina bundles of this specimen do not bend much due to the large loading angle, as it can be observed from the angle of left side's lamina bundles and the uncompressed specimen's

outer side. The twill fabrication of the outside layer of the left side's bent lamina bundles is noteworthy apparent. Because of the fact that the lamina bundles bend towards the right side, it is evident that the formation of a debris wedge is almost completely absent.

As mentioned above, a small number of fronds coil outwards, all of them being part of the front or the back side (Figure 6.42). The coiling formation is evident during the later stages of collapse. This can be explained as following: bending parallelly to the crashing plate is the failure mechanism of every part and therefore related lamina bundle of the momentary apex, including the extreme points of front and back sides. However, regarding these two sides and due to the extremity of the related points, the growing bent lamina bundles have not support on the outer of their sides. The absence of support leads to moving downwards as they increase in size, and therefore mass. Subsequently, the load they are subjected to leads to their coiling. Because of the fact that only a few lamina bundles are unsupported, the coiling fronds are also hardly any, while they are constituted by a few material plies. The transition to downwards orientation is smooth. Detachment of material is evident because of the related fractures during aforementioned transition. The formation of coils is the only case in this specimen that debris wedge may be present. The formation of the coiling lamina bundles during the later stages of collapse lead to the conclusion that the debris wedge may have been formed also during those stages.

Six major splits can be assumed, one between the two main fronds of the left side, two at each side of the two coiling fronds, and one between the two main fronds of the right side (Figures 6.42 and 6.44). The formation of these splits is related with increased stress concentration in the related areas, while they, along with smaller interwall cracks, contribute to delamination. It appears that the outside twill layer forms wider fronds than many internal layers. This may be a result of the enhanced properties of the woven fabric, making small fractures more difficult to form. Many protruded fibers are also evident. It is also worth mentioning that some internal lamina bundles have crumbled (Figure 6.43). This happens because of the compression and the developed friction between the specimen's inner side's lamina bundles of mainly both the left and the right side while they are subjected to bending parallelly to the crashing plate, as the compressive procedure continues.

As in previous cases, the smooth sides of a frond's ply show that this ply is consisted of unidirectional fibers of 0° . Respectively, the sides with protruded fibers characterize material plies of unidirectional fibers of 90° . The extended delamination contributes to this observation.

The compressive load - compressive extension graph could be characterized by three zones (Figure 6.45). The first one is the region of total elastic behavior and the transitional one between the former and the zone of total plastic deformation. Before fracture starts, the specimen is characterized by elastic behavior whose

region ends when the curve's inclination changes; it becomes less steep, while fluctuations are evident (Detail 6.45.1). This inclination change indicates the beginning of crack formation and its development, which takes place on the left side. The transitional region is the zone that corresponds to the gradual initial contact of the crashing plate with the various points of the specimen's apex (Detail 6.45.2). This means that while there are points on the left side that have begun deforming plastically, their respective ones on the right side are still characterized by an elastic behavior. Due to the fact that the area of contact between the plate and the specimen increases, the necessary compressive load, and thus the corresponding curve, climb up too. This region ends with a relatively high load value, which is related with the total contact of the plate and the tube, as well as the formation of the last and probably the most major one of the largest splits of the specimen, as it can be seen by figure 6.44.

When the plate makes full contact with the specimen's apex, and the graph is characterized by a peak load, the crash zone begins (Detail 6.45.3). In this case the curve has a decreasing trend, then a plateau, then again a decline and after reaching the zone's minimum value, it climbs more abruptly. Local peak load values correspond to the formation of local cracks at the specimen. The initial decreasing trend is related with the fact that the formation of all the main splits and the beginning of plastic deformation of the whole specimen have happened and correspond to the peak load, so less load is needed for the continuation of the collapse. The collapse continues, with bending of the lamina bundles expanding steadily and being illustrated as the curve's plateau. The following decline follows the rapid increase of the main splits. Then, the following rise of the curve is related with the increased load which is necessary probably due to the fact that the bent material has been gathered on top of the tube and under the crashing plate (Detail 6.45.4). Due to the 22° loading angle, the highest load value is 13.5 kN. The strain is 1.7 mm/mm (Figure 6.46).

Overall Remarks

As the loading angle increases, the majority of differences between the 0° and 22° loading cases happen transitionally. These changes regard not only the stages of collapse and the resulted specimens, but also the corresponding graphs. The axial loaded specimens are characterized by the typical progressive collapse's mushrooming shape. The 3° or 7° loaded specimens have a mushrooming shape also, indicating a progressive collapse, but with less uniformity due to the oblique loading. Bending collapse is exceptionally evident regarding 12° or more loaded specimens, leading to little or even no resemblance to the mushrooming shape.

The increase of the loading angle leads to the movement of the debris wedge. In particular, when the specimen is subjected to axial loading, the debris wedge is formed in the middle of the specimen's wall thickness, leading to an (almost) equal number of inwards and outwards coiling fronds and a symmetrically collapsed specimen. As the loading angle increases, the formation of the debris wedge tends to move closer to the first loaded side, in this case the left one. This results to the creation of more inwards bent lamina bundles at the left side and more outwards bent fronds at the right side. Thus, there are more coiling fronds created at the right side and less at the left side, as the loading angle increases. Regarding 12° or more, the debris wedge is partially or totally absent, resulting to a major decrease or even absence of coiling fronds and the existence of solely bent ones.

As the loading angle increases, left side's fronds' coiling becomes less evident (Figure 6.47). At 0° coiling is equally apparent around the apex of the specimen, while regarding 3° and 7° the difference between the left and the right side is slight. At 12° or more left side's coiling is negligible or even non-existent. The increasing of the angle leads to the lamina bundles' increasing of bending and therefore the debris wedge becoming, initially partially and then totally, absent. Right side's fronds' shape changes as the loading angle increases. Specifically, they tend to coil less, bend more and form wider outwards fronds with more plies of material. The wider fronds are a result of the formation of fewer but bigger splits, and become apparent when a loading angle of 12° or more is concerned. Because of the absence of debris wedge, right side's lamina bundles bend only outwards, regarding the loading angle of 17° or 22° .



Figure 6.47: All the compressed tubes. Each row corresponds to a different angle. From top to bottom: 0° , 3° , 7° , 12° , 17° and 22° .

The aforementioned remarks summarize the significant differences between the equal to or less than 7° loaded specimens and the equal to or more than 12° loaded specimens.

The diagram illustrates the different load - extension curves, in relation with the loading angle (Figure 6.48). The curve corresponding to the axial loading is the only one that reaches abruptly the peak load. This happens because the crashing plate touches the whole top of the tube simultaneously, resulting to an abrupt and simultaneous need for an increased load in order the intrawall cracks to be formed and start expanding and the plastic deformation to begin. Without taking into account densitification, the peak load of the axially loaded specimen is more than double than the peak load of every oblique loaded specimen. The simultaneous exertion of load by the crash plate in the whole apex of the tube in the case of axial loading results also to the frictional resistance of the specimen being significantly more than in the cases of oblique loading.

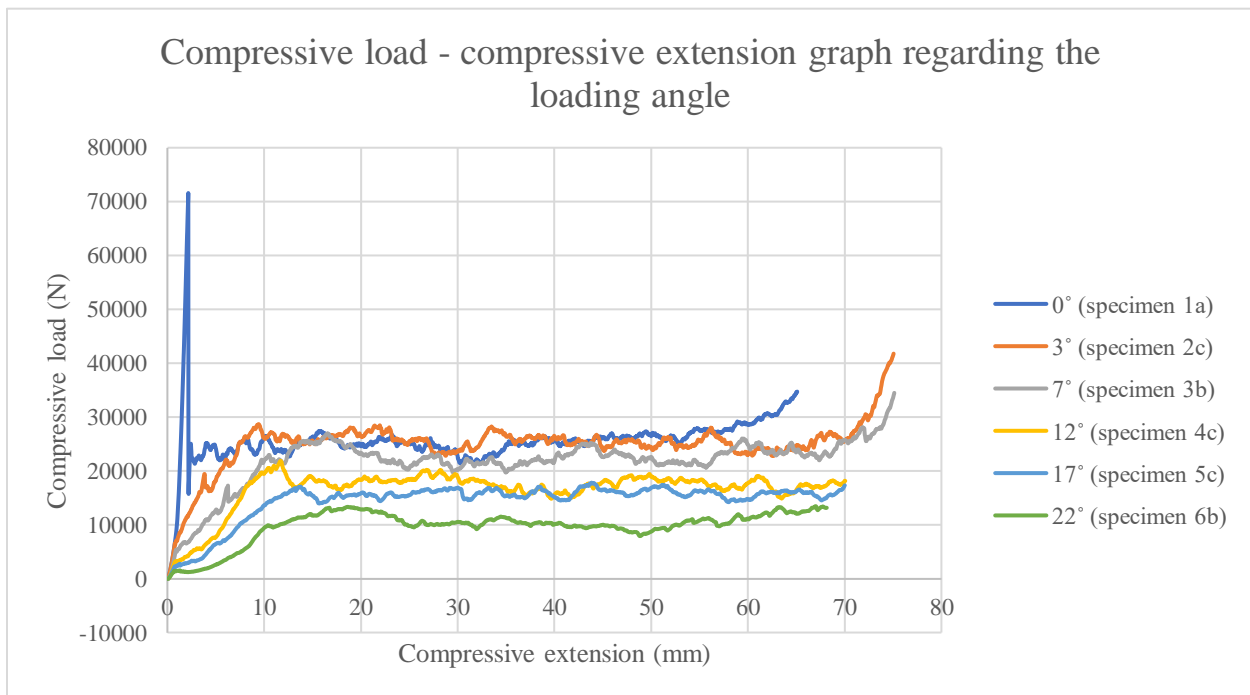


Figure 6.48: Compressive load - compressive extension graph regarding the loading angle

The end of the region of the elastic behavior of each specimen takes place at the same stage of compression. This happens because the necessary cracks for the plastic deformation are formed to the whole or a part of the circumference of the specimen at the very early stages of compression, no matter if the specimen is subjected to intense oblique loading or not. Oblique loading actually affects only the area of the specimen that the cracks are formed and thus the necessary load is applied. For this reason, the related load value is different per loading case, whereas, regarding axial loading, it coincides with the peak load. The increase

of the loading angle leads to an increase of the distance between the crashing plate and the right side of each specimen. As a result, it is also related with a more extensive transitional zone, characterized by a smoother rise of the curve.

The crash zone's mean load appears to be almost equal regarding the axially loaded specimen and the 3° loaded specimen, while the 7° loaded specimen's mean load value is marginally smaller. The oscillations of all curves appear to have a similar concentration, indicating that the number of cracks forming in each case of loading is similar. Their load range, however, seems to decline as the angle increases, meaning that cracks are forming with less load rising. This is a result of the fact that the specimens subjected to a larger angle loading are not characterized by the formation of debris wedge and outwards coiling fronds (and thus mushrooming shaping) that increase the frictional resistance, which increase the necessary applied load needed for their plastic deformation, and thus the absorbed energy. Additionally, as the loading angle increases, due to the smaller area beneath the curve of each specimen, it is expected that the absorbed energy is also smaller. Consequently, the energy absorbing capability of an oblique loaded specimen is less than an axially loaded one, while it is notably reduced when a 12° loading angle or more is concerned. The compressive extension of each case is different because it is depended on the distance of the crashing plate and the retaining ring, while a safety margin is taken into account.

It can be concluded by the collapsing procedure and the shaping of the collapsed specimens but most of all the compressive load - compressive extension graph that oblique loading results in a decrease of the energy absorption capability of a specimen, especially when large loading angles are concerned.

Chapter Seven: Crashworthiness Indicators

Crashworthiness indicators are important for the evaluation of the effectiveness of an energy absorber. During a collision, an energy absorber must absorb as much kinetic energy as possible in a controllable failure pattern, while the peak force's level must be kept under a threshold in order for the passengers and the cargo to be protected from injuries and damage. Crashworthiness indicators are used for the assessment of the aforementioned demands.

The following table presents the crashworthiness indicators corresponding to each one of the seventeen specimens that have been tested (). These indicators include the peak crash force (PCF), the absorbed energy (AE), the mean crash force (MCF), the specific energy absorption (SEA), the crash force efficiency (CFE) and the load uniformity (LU). The aforementioned indicators, except the PCF which was conducted directly from the compressive load - compressive extension graph, have been calculated according to the related section of chapter four. The related MATLAB script that was used for the calculations is presented in Appendix B1.

Before the beginning of the compression test, each specimen is placed on a high accuracy weight scale. The mass of each specimen is necessary for the calculation of SEA. It is found that the weight of each specimen ranges between 26.0 gr and 26.9 gr. The average weight is 26.6 gr.

Among the essential data for the operation of the UTM is the length of the crashing plate's movement. This length is (almost) similar with the maximum displacement of each tested specimen. In order to determine the aforementioned length, the distance between the crashing plate and the retaining ring is calculated, while a safety margin is taken into account. Regarding axial loading, the safety margin was larger compared with the cases of oblique loading. As the loading angle of a group of specimens increased, the distance between the crashing plate and the retaining ring decreased. For this reason and regarding oblique loading, the length of the movement of the crashing plate, and thus the maximum displacement, decreased every two groups of specimens. It can be easily observed that oblique loading decrease the crushing length of a tube.

Density is the fraction of specimen's mass to its volume. Through density the collapsed mass of the specimen is calculated.

Specimen	Angle	Mass (g)	Max displacement (mm)	PCF (kN)	AE (J)	MCF (kN)	SEA (J/g)	CFE	LU	Density (g/mm ³)
1a	0°	26.900	65.094	71.608	1664.8	25.696	95.078	0.35880	2.7867	0.0014830
1b	0°	26.400	65.142	86.008	1687.2	25.868	98.109	0.30080	3.3249	0.0014550
1c	0°	26.900	65.027	67.870	1765.7	27.359	100.94	0.40310	2.4808	0.0014830
2a	3°	26.800	75.008	37.779	1864.9	25.307	92.771	0.66990	1.4928	0.0014770
2b	3°	26.500	75.058	38.937	1761.3	23.759	88.552	0.61020	1.6388	0.0014600
2c	3°	26.700	75.056	41.807	1873.0	25.190	93.462	0.60250	1.6596	0.0014720
3a	7°	26.600	75.156	34.054	1604.7	21.641	80.268	0.63550	1.5735	0.0014660
3b	7°	26.500	75.127	34.527	1635.9	22.013	82.172	0.63760	1.5685	0.0014610
3c	7°	26.800	75.110	37.410	1692.9	22.789	84.100	0.60920	1.6416	0.0014770
4a	12°	26.000	70.120	19.903	1135.6	16.343	62.291	0.82110	1.2178	0.0014330
4b	12°	26.900	70.024	22.417	1253.4	18.066	66.540	0.80590	1.2409	0.0014830
4c	12°	26.700	70.061	21.891	1162.6	16.765	62.151	0.76580	1.3058	0.0014720
5a	17°	26.300	70.173	17.218	934.29	13.537	50.623	0.78620	1.2719	0.0014500
5b	17°	26.300	70.061	15.991	879.10	12.726	47.710	0.79580	1.2566	0.0014500
5c	17°	26.700	70.013	17.865	1016.00	14.659	54.351	0.82050	1.2187	0.0014720
6a	22°	26.600	68.040	13.374	639.94	9.5063	35.358	0.71080	1.4069	0.0014660
6b	22°	26.600	68.145	13.506	666.43	9.8772	36.765	0.73130	1.3674	0.0014660

Table 5: Crashworthiness indicators

Peak Crashing Force

Peak crashing force's value ranges from 86.009 kN (specimen 1b) to 13.374 kN (specimen 6a) (). It is an important indicator regarding axial loading, because it must be greater than the plastic deformation load, so that the tube does not behave elastically, and thus absorbs significantly less energy. It is related with the development of the initial cracks and thus the beginning of plastic deformation. Meanwhile, it must be kept under a threshold. Regarding oblique loaded specimens, plastic deformation does not happen simultaneously at every part of the specimen. Thus, the load needed for the development of the initial interwall cracks is applied gradually until the start of the crash zone. PCF of oblique loaded specimens is either the load applied the moment that the last part of the specimen deforms plastically for the first time, or a fluctuation value around the MCF of the crash zone, or the last load value found in densitification zone of the curve (if existed). It is worth noting that PCF's value of oblique loaded specimens is close to MCF's value, especially when densitification zone is absent. For the reasons mentioned above, in cases of oblique loading PCF is a significantly less important indicator than in cases of axial loading. Apart from affecting MCF, PCF is not important for the energy absorption capability of a specimen.

Figure 7.1 presents the PCF applied on each specimen, as well as the mean PCF of each group of specimens regarding their loading angle. The PCF shows a great percent relative range regarding axial loading (23.576%) (Table 6). On the contrary, the percent relative range regarding oblique loading varies from 0.980% (22° angle) to 11.882% (12° angle). There is a significantly bigger range of PCF values regarding axial loading. This is a result of the fact that, in axial loading, PCF is applied instantaneously and its value depends on how much is needed so that the initial cracks are formed instantly and the specimen is starting deforming plastically. The formation of the initial cracks depends strongly on the properties of the material's fibers and resin. On the contrary, regarding oblique loading, the initial interlaminar cracks are formed gradually, meaning not only that less load is needed, but also that when the crashing plate makes full contact with the specimen's top, the vast majority of the initial cracks have already been formed. For this reason, there is not such a high value of PCF, resulting PCF of oblique loading cases to be far smaller than of axially loading ones. As mentioned above, PCF's value is close to MCF's one, meaning that, due to the fact that regarding each loading case the values of MCF for each specimen are close, PCF values are also close with one another. It must also be taken into account that in a number of cases the PCF is applied during densitification. In this case, the importance of this indicator is decreased. There are two major declines regarding the mean PCF, as the angle increases. The first one is between the specimens of 0° and of 3°, and it is related to the fact that the first case is axial loading and the second oblique, as analyzed above. The second decline is between the 7° loaded specimens and the 12° loaded ones. From Figure 6.48

it can be observed that the vast majority of the crash zone load values of the latter specimens is significantly less than of the former ones, including the value of PCF. This happens because, as analyzed previously, the larger angle results to more bending and by far less coiling (and mushrooming) of the lamina bundles, as well as the gradual absence of the debris wedge. The partial, let alone total absence of these two decreases the resistance that affects the load applied by the crashing plate.

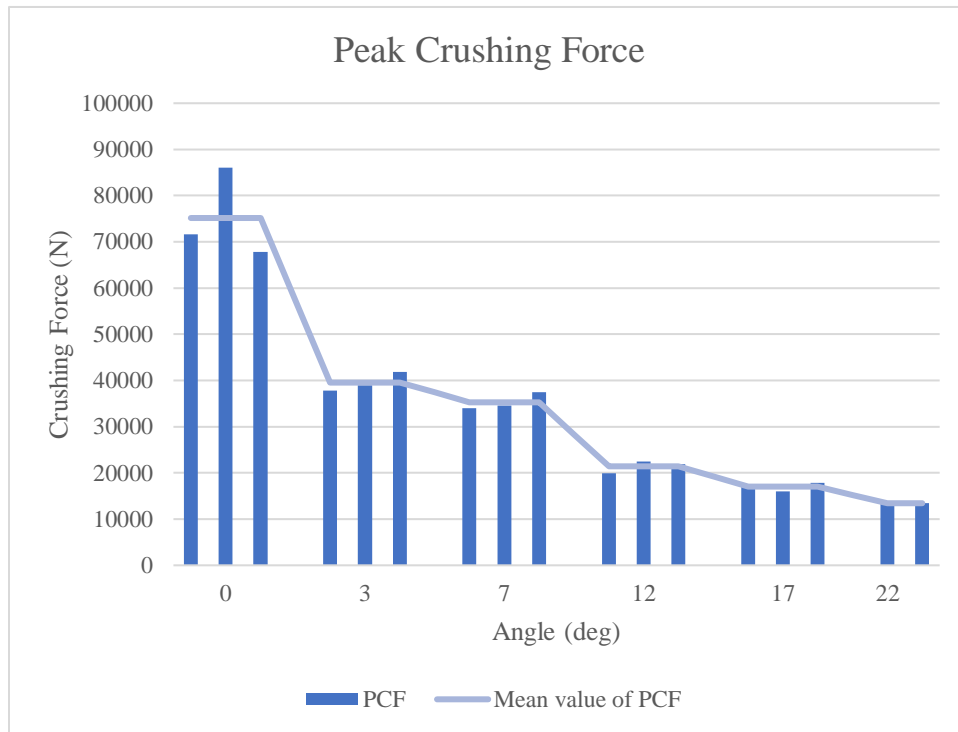


Figure 7.1: Graph of the PCF of each case

Angle (deg)	0	3	7	12	17	22
Percent relative range	23.576 %	10.122%	9.394%	11.882%	11.073%	0.980%

Table 6: Percentage relative range for each group of specimens regarding PCF

Absorbed Energy

The AE ranges from 1872.972 J (specimen 2c) to 639.937 J (specimen 6a) (). A higher value of the AE indicator is related with more dissipated energy, leading to fewer passengers' injuries and less damage of the cargo. Resistance mechanisms, such as friction from the contact of the crashing plate with the apex of the collapsing specimen and the coiling fronds, development and movement of the debris wedge, as well as delamination and microfragmentation, contribute to the increase of the energy that is absorbed. These mechanisms are also related with the applied load. Moreover, when a tube is longer, more crushing length is available to dissipate energy. The AE of 3° specimens is more than of 0° ones (Figure 7.2). This is a consequence of the fact that AE is calculated as the integral of the crash load regarding displacement. As far as the loading cases of 0°, 3° and 7° are concerned, the values of the crash zone's load are close to one another, but the maximum displacement of the axially loaded specimens is about 10 mm less than regarding the other two angle cases (Figure 6.48). Taking into account the decline rate of the curve of the mean value of AE, and provided that the displacement is the same on both 0° and 3° cases, it is expected that the AE of axially loaded specimens is more than of oblique loaded ones, when the displacement is equal. A reason for this is that, even if the crash zone's mean load is almost the same on both cases, an axially loaded specimen's crash zone, and thus plastic deformation and the mechanisms that contribute to the increase of the AE, begins a lot earlier than an oblique loaded specimen's crash zone, resulting to a greater load application to the entire tube.

The increase of a specimen's loading angle is related with a decrease of the forming of coiling fronds (which are replaced by bent fronds) and the partial or even total absence of the debris wedge. In addition, the available displacement length is reduced. For these reasons, there is a notable decline of AE's mean value between the loading cases of 7° and 12°. As it is indicated by Figure 7.2, it can be concluded that oblique loading (especially regarding large angles) affects the energy absorption capability of a tube, and reduces its potential effectiveness.

The percent relative range is from 4.057% (22° loading angle) to 14.448% (17° loading angle) (Table 7). This uniformity is a result of the fact that the aforementioned mechanisms that affect the AE are relatively constant regarding the group of specimens of each angle.

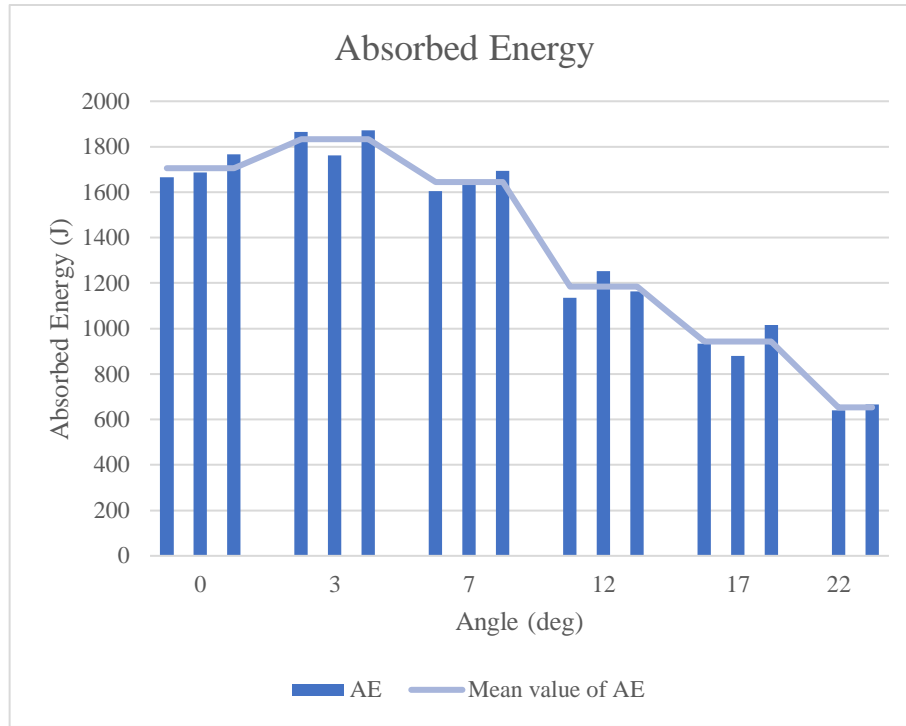


Figure 7.2: Graph of the AE of each case

Angle (deg)	0	3	7	12	17	22
Percent relative range	5.879%	6.144 %	5.350%	9.858%	14.448%	4.057%

Table 7: Percentage relative range for each group of specimens regarding AE

Mean Crashing Force

The MCF ranges from 27.359 kN (specimen 1c) to 9.507 kN (specimen 6a) (). A higher MCF is related with greater energy absorption capability. The curve of the mean value of MCF per loading angle suffers a decline (Figure 7.3). Nonetheless, the MCF values of continuous loading angle cases are close. It can be attributed to the fact that the shaping of the collapsing tube, and by this meaning the outwards coiling fronds and the formation and movement of the debris wedge, which are the main mechanisms that contribute to the resistance applied on the crashing plate, lead to an increase of the MCF and thus the absorbed energy. As the angle increases, bending is more present than coiling and debris wedge gradually becomes absent, thus the value of the essential applied load is reduced. When axial loading is concerned, MCF is not affected by PCF, due to the fact that it is applied instantaneously.

The percent relative range is from 3.827% (22^o loading angle) to 14.121% (17^o loading angle) (Table 8). This uniformity can be attributed to the fact that the range of the development of the mechanisms mentioned above, which affect the value of MCF, are relatively constant regarding the group of specimens of each loading angle.

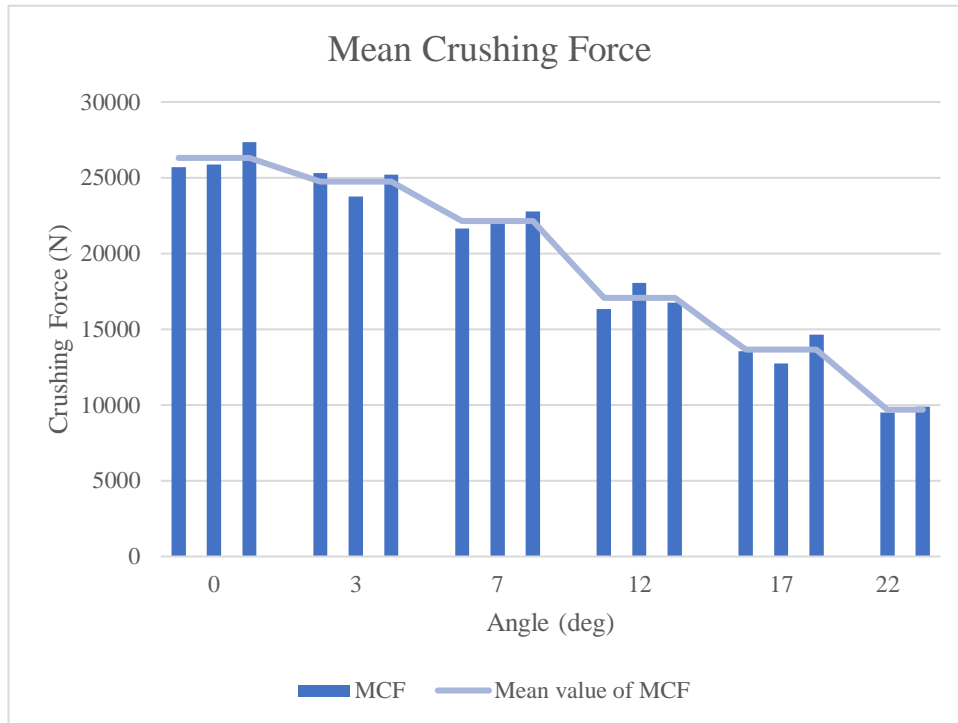


Figure 7.3: Graph of the MCF of each case

Angle (deg)	0	3	7	12	17	22
Percent relative range	6.267 %	6.309%	5.167%	10.015%	14.121%	3.827%

Table 8: Percentage relative range for each group of specimens regarding MCF

Specific Energy Absorption

SEA ranges from 100.941 J/g (specimen 1c) to 35.358 J/g (specimen 6a) (Table 5). SEA, along with CFE, is the most important crashworthiness indicator. SEA is calculated as the fraction of AE to the mass of the collapsed part of each specimen. The collapsed mass is calculated by multiplying the density of each specimen with the initial volume of the part of the specimen that has been collapsed. As a result, SEA does not depend on the maximum displacement of a specimen, making comparisons among specimens characterized by different maximum displacement, and thus understanding the effectiveness of each one, possible. For this reason, 3° loaded specimens have lower SEA than axially loaded ones, despite their higher AE (Figure 7.4). A greater value of SEA indicates a greater efficiency of a specimen, due to the fact that more energy is absorbed per unit mass.

The percentage relative range ranges from 3.902 % (22° loaded specimens) to 13.013 % (17° loaded specimens) (Table 9). Not only the percentage relative range is small for each angle group, but the numbers are close to the ones regarding AE indicator, because of the strong relation between SEA and AE. Another factor that contributes to the aforementioned remark is that, regarding each group of same angle loaded specimens, the collapsed mass has a similar value.

It can be observed that, as the loading angle increases, SEA decreases. For instance, SEA of 17° loaded specimens is about the half of axially loaded ones. The curve's inclination of SEA's mean value slightly increases as the angle increases too. This is particularly evident between the cases of 7° loaded specimens and 12° ones. The angle's increase is related with a decrease in the coiling fronds' and debris wedge's formation, resulting in less energy being absorbed. 12° loaded specimens are the ones that the aforementioned resistance mechanisms start to be absent in a significant scale, leading to a notable decrease of SEA. On the other hand, 3° loaded specimens are characterized by a slight decrease in the formation of resistance mechanisms in relation with axially loaded specimens. Therefore, SEA decreases slightly.

Overall, oblique loading, especially when large angles are concerned, affects seriously the efficiency of an energy absorber.

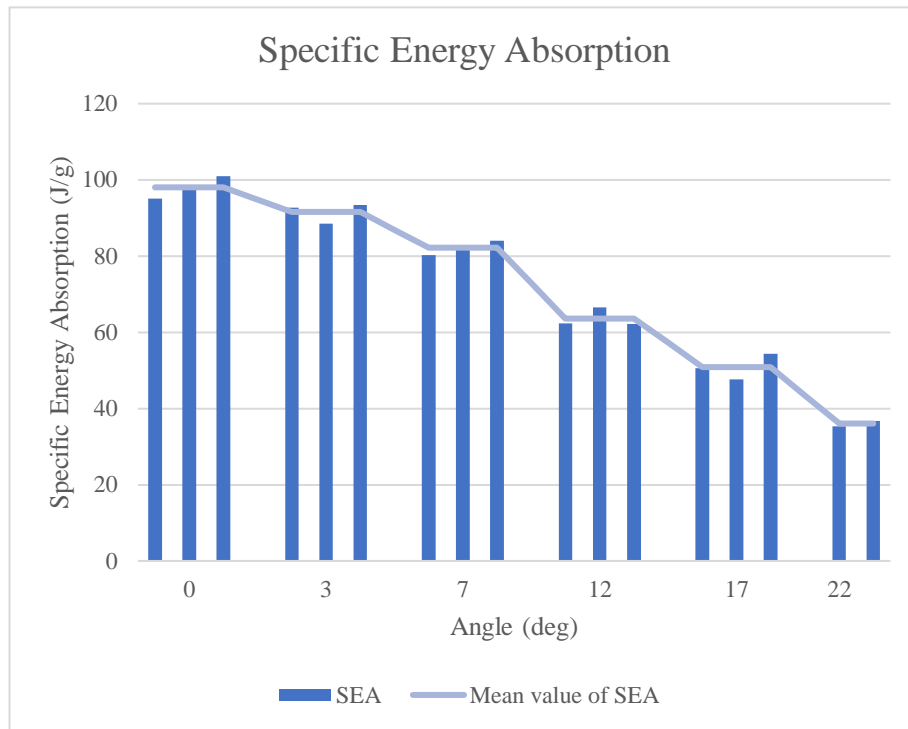


Figure 7.4: Graph of the SEA of each case

Angle (deg)	0	3	7	12	17	22
Percent relative range	5.982 %	5.395 %	4.662 %	6.822 %	13.013 %	3.902 %

Table 9: Percentage relative range for each group of specimens regarding SEA

Crash Force Efficiency and Load Uniformity

CFE values range from 0.301 (specimen 1b) to 0.821 (specimen 4a) (Table 5). CFE is the fraction of PCF to MCF. A close value of the CFE indicator to unity means that the MCF is close to PCF. This is related with less changes in deceleration than otherwise, and thus less risk of head and neck injuries during a collision. CFE is one of the two most significant indicators.

Axially loaded specimens are characterized by the lowest values of CFE (Figure 7.5). This is a result of the fact that their PCF is notably higher than their MCF, as it is analyzed above. The mean value of CFE of 3° loaded specimens and 7° loaded ones are remarkably close. In this contributes the fact that the PCF of the related specimens of both angle cases is found during densitification, thus it is increased and CFE is affected. In addition, the MCF of all the related specimens is relatively close. The absorbing energy

mechanisms that characterize these angle cases are similar, as analyzed in previous paragraphs, meaning that the behavior, as well as the deceleration that will affect the occupants and the cargo of a vehicle, of the tubes is expected to bear similarities, too. 12° and 17° loaded specimens are characterized by the higher values of CFE, while they have notably close mean CFE. Their high values are a result of the proximity of each specimen's PCF and MCF, and they indicate their high efficiency as energy absorbers, regarding deceleration. The graduality of the transition from total elastic behavior to total plastic deformation contribute in the latter. The 12° and 17° loaded specimens are characterized by similar behavior regarding their energy absorbing mechanisms, thus it is expected that their behavior during a collision, including deceleration, would bear also similarities. 22° loaded specimens' CFE is lower than the cases of the previous two angle groups, because there is a greater range between PCF and MCF. PCF is applied when total contact between the crashing plate and the specimen is made (or during densitification). Due to the mechanisms that contribute to the energy absorption capability of these specimens, but most importantly the absence of other resistance mechanisms (coiling fronds, debris wedge), after total contact between the crashing plate and the specimen is made, the load decreases and the curve is characterized by notable fluctuations, decreasing the value of MCF.

The percentage relative range is from 2.848 % (22° loaded specimens) to 29.081 % (axially loaded specimens) (Table 10). At each angle group, the specimens have close values of MCF with each other. Relatively close values of PCF can be observed in each angle group of oblique loaded specimens. Nonetheless, the PCF of the three axially loaded specimens varies notably, as it was explained on the previous paragraphs. As a result, the percentage relative range of axially loaded specimens is much more than of oblique loaded ones.

It can be therefore concluded that, CFE is higher when oblique loading is concerned, due to the proximity of the PCF and the MCF. Thus, there are less changes in deceleration during an oblique, meaning that there is less chance of passengers' injury and cargo damage, something especially noteworthy when 12° and 17° specimens are concerned, whose CFE is about 0.8. This is further supported by the fact that axial loading is less gradual than oblique loading, as it is proved by the absence of transitional region.

LU ranges from 1.218 (specimen 4a) to 3.325 (specimen 1b). Due to the fact that LU is the inverse fraction of CFE, the same remarks apply for both of them.

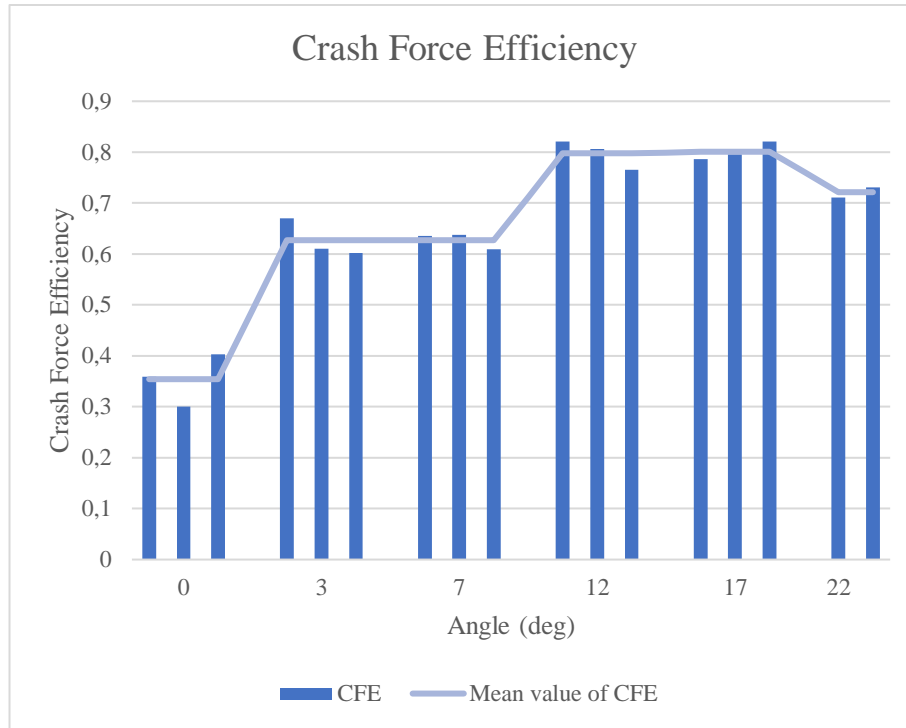


Figure 7.5: Graph of the CFE of each case

Angle (deg)	0	3	7	12	17	22
Percent relative range	29.081 %	10.583 %	4.552 %	6.967 %	4.272 %	2.848 %

Table 10: Percentage relative range for each group of specimens regarding CFE

Overall remarks

The increase of the loading angle results to the decrease of the majority of crashworthiness indicators, namely PCF, MCF and SEA. SEA's decrease indicates that the energy absorption capability of a tube becomes less as the angle increases, and thus it is less when, during a collision, the crush tube is subjected to oblique rather than axial loading.

The resistance mechanisms, namely the friction from the contact of the crashing plate with the apex of the collapsing specimen and the coiling fronds, the development and movement of the debris wedge, as well as delamination and microfragmentation, affect the applied load and the absorbed energy. Coiling fronds and debris wedge become gradually absent as the loading angle increases, leading to a decrease of energy absorption capability. This means that the smaller the loading angle, the more energy is absorbed.

The transitional region between total elastic behavior and the beginning of plastic deformation at the right side of the specimen that characterizes oblique loading affects the crashworthiness of an energy absorber. PCF's value is far lower than in the case of axial loading, while CFE's value is far higher. The latter is related with less deceleration and thus smaller possibility of passengers' injuring and cargo damaging. In particular, the highest values of CFE were found when 12° and 17° loading are concerned.

Chapter Eight: Stereoscopic Analysis

In order to achieve a more thorough comprehension of the behavior and the mechanisms characterizing the experimental procedure, a stereoscopic analysis has been conducted. More specifically, one specimen per angle group has been cut into two, three, or four parts. Each part has been studied stereoscopically, while the greater attention of this analysis has been drawn to the peripheral sections of the specimens.

0° Angle

Between the outwards and the inwards bent lamina bundles a ring of material can be observed, separating them (Figure 8.1). This material is debris created as following: During the intrawall splitting of the specimens into outwards and inwards bent lamina bundles, as well as during the actual bending of them and because of the friction, crashed material is gathered into the split. The top of this crashed material is the ring observed.

Figures 8.2 and 8.4 show the center of specimen, where inwards bent lamina bundles from the perimeter of the tube are compressed. The lamina bundles, due to the fact that they are on top of the interior of the specimen, are still evident and have not completely crashed and become debris. Despite this, they have undergone fracture, especially in the center of the specimen, where bundles of different direction are met and compressed intensely. As a result, after the crashing plate is retracted, they decompress slightly and thus tend to move a little upwards. Moreover, yarns are separated from the main bundle and protrude, indicating severe matrix breakage.

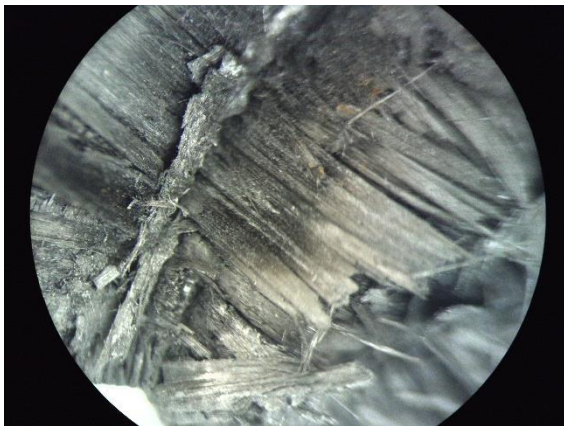


Figure 8.1: 0 deg. loaded specimen. The material ring formed between the inwards and outwards bended fronds is evident



Figure 8.2: 0 deg. loaded specimen. The compression and fragmentation of the inwards bended lamina bundles are apparent.

Figure 8.3 is a peripheral section of the specimen. It can be observed that big interwall cracks are not evident far from the crash front, meaning that, apart from microfracture that cannot be seen via stereoscopy, the part of the tube that is not close to crash front appears to be largely intact. This is a characteristic of progressive collapse; the majority of the mechanisms related to the collapse happen close to the crash front. Delamination is apparent. The layers have been separated from each other, while, regarding inwards bent lamina bundles, it is evident that the material plies have been damaged. In particular, even close to the crash front, smaller bundles and yarns have detached from the bigger lamina bundles, which are severely compressed and have undergone intense fracture. The lower parts of the material gathered inside the tube have become debris due to the addition of material above them during compression and thus densitification, while it is indicated that matrix breakage have already taken place. Especially closer to the walls of the tube the crashing of the material is notably observable, because the lamina bundles are compressed not only due to the existence of other bundles in a confined place, but also the edge of them is crashed onto the specimen's walls. On the other hand, the outwards lamina bundles have space to coil and form the typical mushrooming shape. As a result, their fragmentation is less.

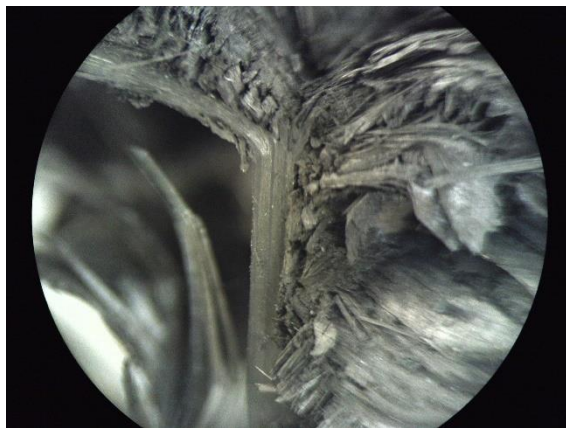


Figure 8.3: 0 deg. loaded specimen. Peripheral section.

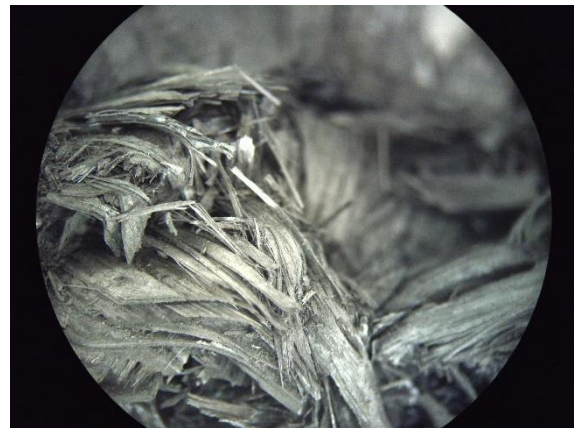


Figure 8.4: 0 deg. loaded specimen. The compression and fragmentation of the inwards bended lamina bundles are apparent.

Figure 8.6 shows another peripheral section of an axially loaded specimen. The main interwall split is wide closely to the top of the specimen while it separates the inwards from the outwards bent fronds. This is where the crashed material from the failed lamina bundles that form the aforementioned ring is gathered. In its width contributes the gathering of crashed material, because, along with the compression of the crashing plate, pressure is applied resulting in the expansion of the width of the split. Again, major splits that expand far from the crash front are no apparent. At the crash front, the layers of both the inwards and the outwards bent fronds are not immediately detached one from other. However, Figure 8.5 shows that this

happens only for outwards bent fronds. Inwards bent fronds are crashed closely to the crash front. It can be concluded that inwards bent lamina bundles collapse more easily than outwards ones, probably due to the additional pressure and resistance applied by the gathered material inside the tube. Regarding outwards coiling fronds, their detachment is gradual, beginning with (not stereoscopically observable) microfragmentation and the growth of small cracks on the base of the fronds. The matrix and the fibers break, and the layers of the material are delaminated. The delamination occurs not only between two attached plies, but also inside the fiber layers of a ply. The cut edge of the fronds is either smooth or harsh. A smooth edge corresponds to 0° fabric, because the fibers are not broken in this orientation. On the contrary, a harsh edge is related with 90° fabric, due to the fact that fibers are cut vertically to their orientation. Regarding outwards coiling fronds, the outer material layers of the specimen are more damaged than the ones closer to the major interwall crack. This happens because the former layers have to bend more than the latter ones, meaning that the failure related mechanisms occur earlier and more intensely. Also, they are additionally pressed by the other outwards coiling fronds above them. The second outer layer can be concluded from what mentioned above that is manufactured by a 90° fabric. It can be seen that the frond has collapsed due to the aforementioned mechanisms and its direction is apparent because the yarns of the fabric are parallel to the fracture. Some lamina bundles from the outwards coiling fronds are apparent. The fragmentation of the fibers and the protruded yarns can be observed.

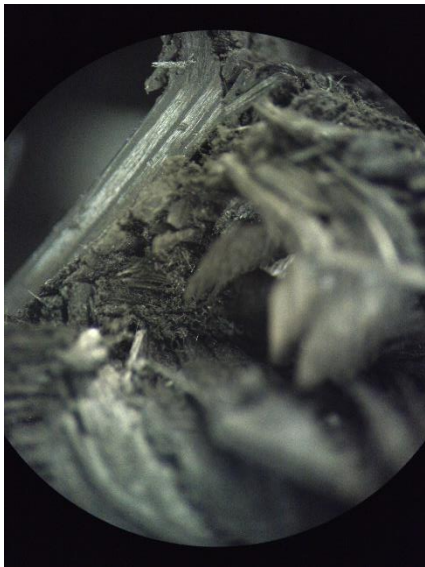


Figure 8.5: 0 deg. loaded specimen. Peripheral section.

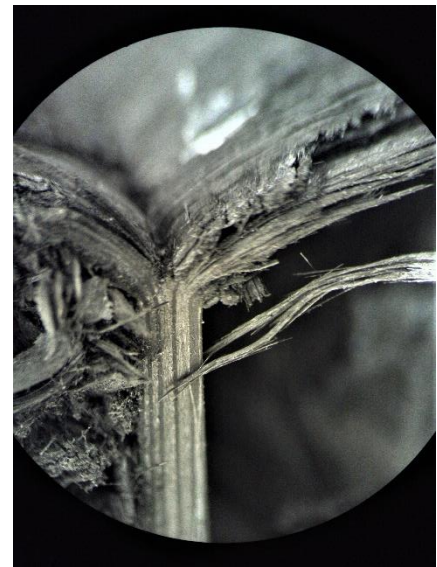


Figure 8.6: 0 deg. loaded specimen. Peripheral section.

3° Angle

The peripheral section of Figures 8.7, 8.8 and 8.9 correspond to the middle points of the apex's circumference between the left and right extreme points. As it is expected, the interwall crack that separates the outwards coiling lamina bundles from the inwards bent ones is formed in the middle of thickness. The layers of the outwards coiling fronds are mostly detached. In Figure 8.7 the two outer layers are remarkably detached from the third outer layer. The former bend notably more than the latter, while their bending begins closely to the (stereoscopically observable) bottom of the crack that is formed between the two outer layers and the third one. In Figure 8.9 the delaminated two outer layers are apparent, with a crack forming between them. Material from the outer twill layer protrudes from it, then is detached and the debris is gathered on the base of the crack. In addition, in Figure 8.7, the outer layer appears to have fractured closely to the crash front. These can be explained due to the additional pressure and bending because of the existence of a number of thicker extra outwards bent layers at the crash front above the outer layer. In Figure 8.8 intense bending results in remarkable fracture of the fibers and the matrix and thus protruded fibers are evident. The other layers of the outwards coiling fronds are characterized by cracks and delamination. Figure 8.9 shows that at the edges the outwards coiling fronds cracks are formed. These cracks are a result of the peripheral tension of the mushrooming fronds during the compression of the specimen. In the same figure, the lamina bundles of the fronds that are in touch with the crashing plate have been broken in an earlier stage than the fronds below them. Friction between the fronds and the crashing plate may have contributed to it, causing local microfractures until part of the lamina bundle detaches. Some cracks are evident to extend inside one of the outer layers, meaning that it is collapsing, while its fibers break and matrix fails. The beginning of delamination between layers is apparent in Figure 8.9. Gradually, these cracks and delamination lead to the layer's complete fracture.

The interwall crack that separates the outwards coiling lamina bundles from the inwards bent ones is not as deep as the one separating the two outer layers. Crashed material appears to have been gathered in the middle split, indicating that it is relatively wide. The material is gathered due to the fragmentation of pieces of the layers, between which the middle split is formed. The aforementioned fragmentation is resulted by the friction caused by the crashing of the plate on these two layers, and the damage that occurs on them. In Figure 8.8, the gathered debris is relatively large pieces of material, probably from the inwards bent layer of the two layers that between which the crack that separates inwards from outwards bent lamina bundles is formed. The compression of the crashed material contributes into the main intrawall separating split becoming wider. The inside bent lamina fronds appear to have collapsed close to the crash front. As it was analyzed in the case of 0°, this happens probably due to the additional pressure and resistance applied by the gathered material inside the tube. Some lamina bundles of the inner layer are protruded, leading to the

conclusion that this layer is characterized by 90° orientation. Similarly with the case of 0° , cracks are (stereoscopically) observable close to the crash front. This is a characteristic of progressive failure. Microfracture, however is possible to occur.

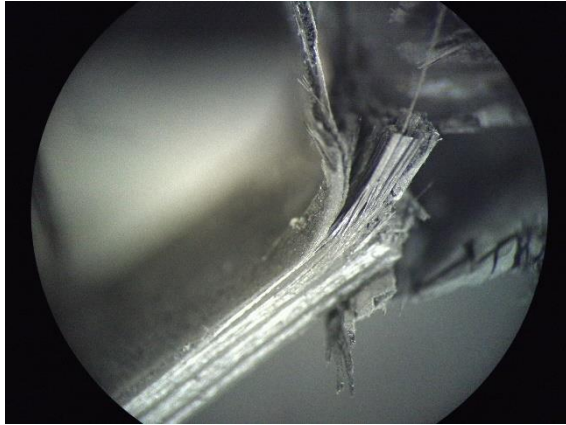


Figure 8.7: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.

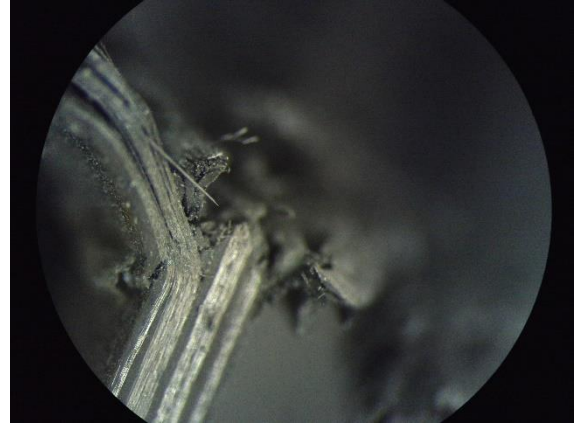


Figure 8.8: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.

Figure 8.10 illustrates outwards coiling fronds of the specimen. The intense fracture is evident. The layers are delaminated, while inside a layer detachment is also apparent. The latter one is related with matrix and fibers intense breakage, resulting in, among others, protruded bundles and yarns. During the compression of the part of the layers that corresponds to the crash front, the bending of the layers leads to the local development of the aforementioned failure mechanisms. The coils are formed due to the additional local bending and fracture of the material.

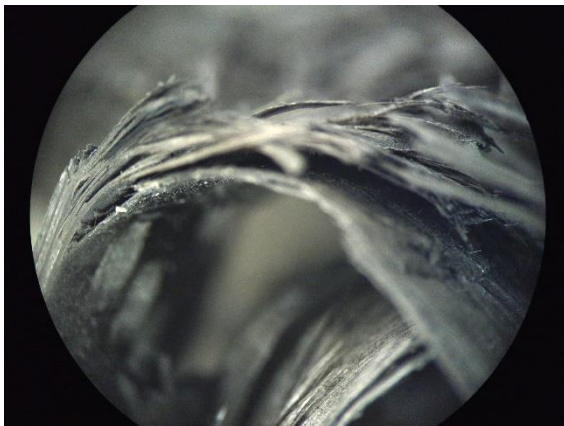


Figure 8.9: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.

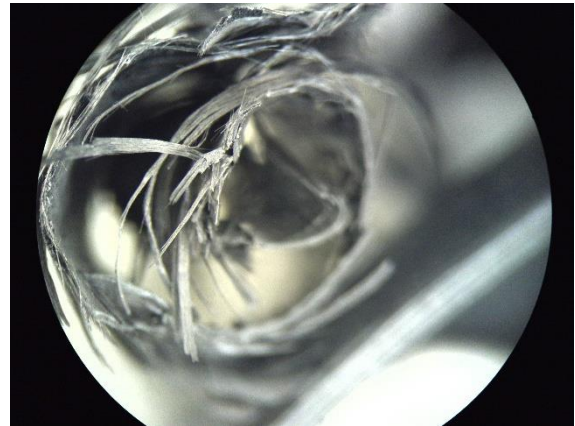


Figure 8.10: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section of outwards coiling fronds.

Figure 8.11 corresponds to the peripheral section of the leftmost point of the specimen. The crack that separates inwards with outwards bent lamina bundles is formed close to the middle of specimen's thickness (the picture is shot at an angle). In this crack, material has been gathered according to the mechanism that was explained above. This slight displacement, regarding axially loaded specimens, is a result of the small

loading angle. The inwards bent lamina bundles have completely failed according to the mechanism that was mentioned above. The loading angle leads also to an angled crash front. The layers of the material are easily observable. In the area close to the crash front, cracks, as well as the beginning of delamination, are evident. Delamination becomes more intense as the outwards coiling layers bend.

Figure 8.12 is the peripheral section of the rightmost point of the specimen. As above, delamination is apparent between the outer layers. In this case, how gradually delamination develops is evident, while small pieces of crashed material can be observed on the base of the crack and larger ones are seen to have been stuck at a wider point. The split that separates inwards from outwards bent lamina bundles forms close to the middle of the specimen's thickness and is characterized by a notable amount of material. Closer to the base of the crack, the material appears to be small particles, while the farther from the base, the larger the pieces of crashed material are. Despite it is not stereoscopically observable, at the base of the crack the debris wedge contributes to the growth of it. The material of the debris wedge originates from the aforementioned gathered material.



Figure 8.11: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.

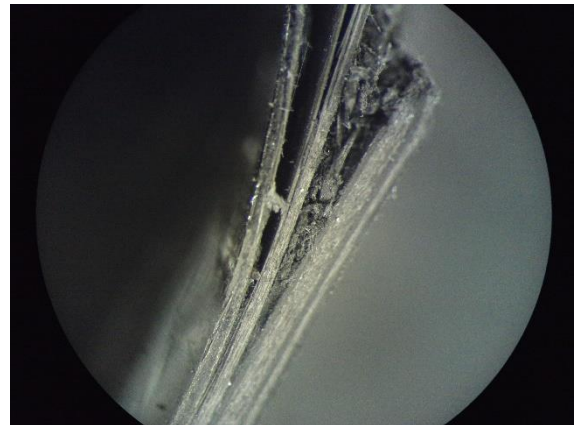


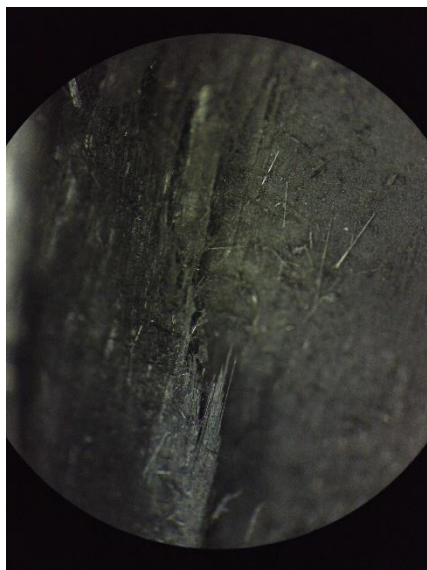
Figure 8.12: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.

Although a displacement of the interwall cracks that separates inwards from outwards bent lamina bundles regarding both the leftmost and rightmost points of the specimen may be expected, due to the small angle of inclination the displacement is hardly evident. However, the layers of the outwards coiling fronds appear to be slightly more at the rightmost point of the specimen than at the leftmost (Figure 8.11). This can be explained as following: The number of layers is actually equal, or almost equal. The layers appear to have a different number because the ones of the left side are more bent during compression than the layers of right side. As a result, the fronds of the latter ones stand more upwards, while the layers of the former ones have less distance between them. This is a consequence of the loading angle.

7° Angle

In Figure 8.13, the base of the specimen is illustrated. It can be observed that a crack has been formed on the outer layers of the material, while some detached bundles and yarns are evident. At the early stages of the compression, microfragmentation occurred before bigger cracks that would lead to the specimen's collapse were formed. On every case of progressive crushing, microfragmentation occurs on the top of the specimen, close to the contact surface of it with the crashing plate. However, at the beginning microfragmentation may occur at other parts of the tube, mostly where imperfections of the material exist, in which bigger cracks are rarely developed. In this specimen, this bigger crack formed probably during the early stages of collapse according to the aforementioned mechanism.

Figure 8.14 illustrates the peripheral section of the leftmost point of the specimen. The interwall split that separates the outwards from the inwards bent bundles is evident. The (stereoscopically observable) length of it is notably more than the one of the other cracks of the section. Large pieces of crashed material are evident on the top of the split. The split, and thus the debris wedge, is not in the middle of thickness but closer to the outwards bent fronds, meaning that the outwards bent fronds are less than the inwards ones. Bundles from an inwards bent layer characterized by 90° direction are apparent, and are partially detached from it. As mentioned in previous cases, the outer layers of the specimen bend more than the others outwards coiling layers, with a remarkable crack separating the former from the latter.



*Figure 8.13: 7 deg. loaded specimen.
Detail of a crack formed on the base of the specimen.*

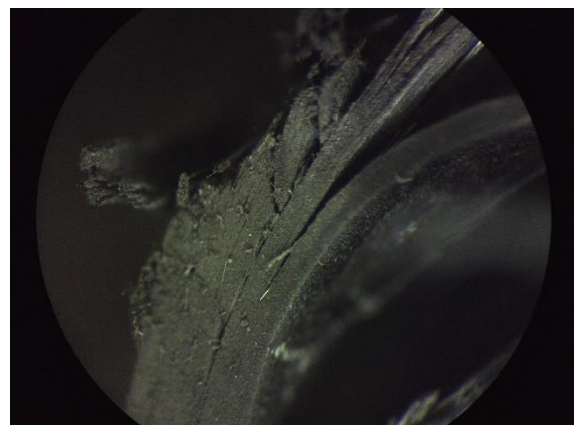


Figure 8.14: 7 deg. loaded specimen. Peripheral section.

Figure 8.15 shows a detailed view of crashed laminas inside the specimen. A part of the inwards bent lamina bundles, mostly regarding the ones corresponding to the inner layers of material, crashes into smaller pieces due to compression and densitification. The layers closer to the split that separates outwards and inwards bent lamina bundles remain largely intact, forming a stack of delaminated bundles. In the center of the tube, due to the pressure from the lamina bundles corresponding to the rest periphery of the specimen, the lamina bundles are pressed downwards, maintaining their stacking to some extent.

Figure 8.16 shows the area between inwards and outwards bent fronds. Because the characteristic mushrooming shaping of the specimen extends radially, the outwards fronds break into smaller lamina bundles due to the tensile stress that they are subjected to shortly after the beginning of coiling and close to the main body of the tube. The layer of material that was in touch with the crashing plate is apparent, and appears to be notably damaged, while protruded yarns can be observed. A large part of it is completely destroyed due to friction between the layer and the crashing plate. In addition, the decompression of the material gathered inside the tube after the retraction of the crashing plate is evident.

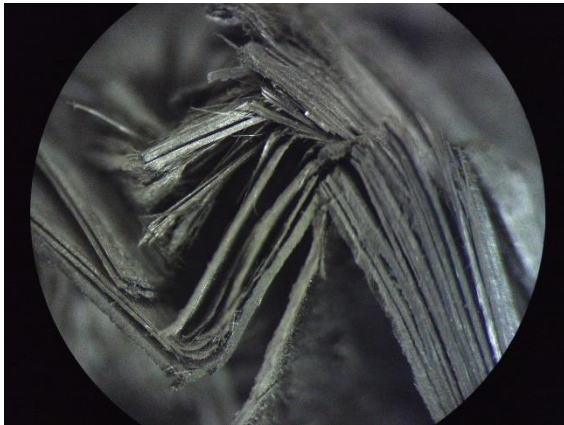


Figure 8.15: 7 deg. loaded specimen. Detail of the inwards bended lamina bundles.

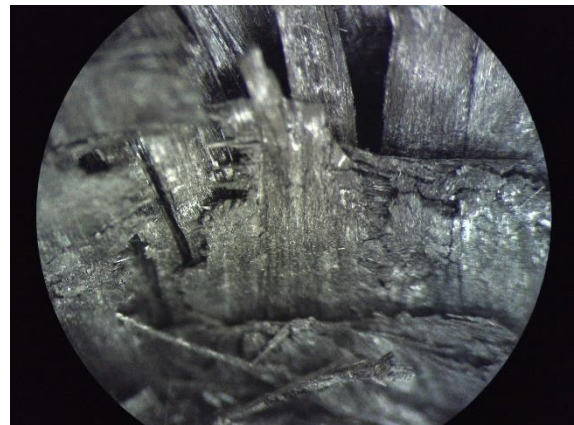


Figure 8.16: 7 deg. loaded specimen. Interface between inwards and outwards bended lamina bundles.

Figures 8.17 and 8.18 illustrate the peripheral section of the rightmost point of two 7° loaded specimens. The crack, and thus the debris wedge, that separates inwards from outwards bent lamina bundles is formed closely to the inner surface of the specimen, meaning that more outwards than inwards bent fronds are formed. In addition, in Figure 8.17 the crack is not formed between two layers, but between two laminas of the same layer. On the contrary, in Figure 8.18 the crack is formed between two different layers. Regarding inwards bent lamina bundles, it is apparent that the fronds that are formed are stacked on top of each other (Figure 8.17). In their point of bending, small areas can be observed between two nearby fronds which are filled with crashed material, while the cracks that are developed in order the fronds to be formed are also

evident. It is worth noting that the aforementioned crashed material originates from parts of the layers that are not bent into inwards fronds, but are crashed by them. Furthermore, the inwards fronds do not originate only from different layers, but also from different laminas of the same layer. The top inwards bent frond is remarkably damaged due to the friction between it and the crashing plate. In Figure 8.18, crashed material appears to have been gathered between the outwards and the inwards bent fronds above the crash front. This material is not completely crashed, because the pieces of it are remarkably large, while it is observable which pieces correspond to 0° and 90° layers. This material is the peripheral section of the decompressed material that is gathered on top of the area inside the tube. It is not completely crashed, because it is compressed only from the crashing plate and not from the existence of extra material above. The outwards bent fronds do not coil, but are characterized by an upwards orientation, due to the loading angle. Delamination is apparent between laminas of various layers, as well as crack developing. Apart from the crack that separates inwards from outwards bent lamina bundles, no fragmentation is stereoscopically evident below the crash front.

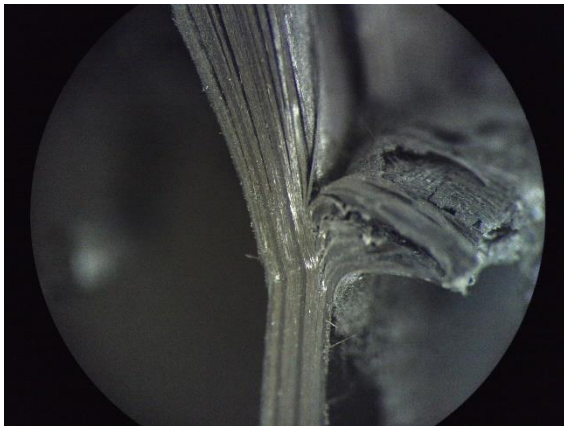


Figure 8.17: 7 deg. loaded specimen. Peripheral section.

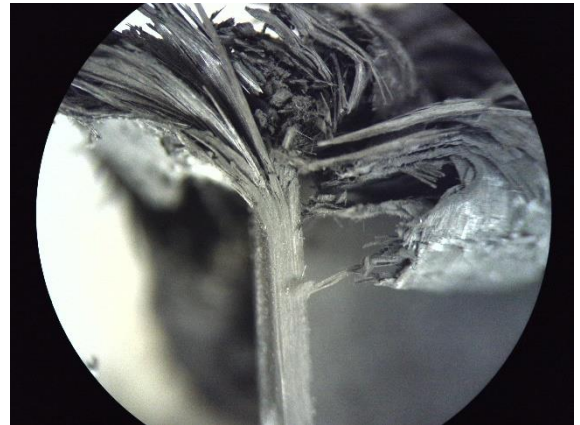


Figure 8.18: 7 deg. loaded specimen. Peripheral section.

Regarding the case of 7° loaded specimens, the crack, and thus the debris wedge, that separates inwards from outwards bent lamina bundles is not in the middle of the thickness, due to the loading angle. It is closer to the outer side on the leftmost point and to the inner side on the rightmost point. As a result, there is different number of outwards and inwards bent fronds on both sides, as expected.

12° Angle

Figures 8.19 and 8.20 show the material gathered inside the specimen, with Figure 8.20 being a peripheral section. It is evident that the bent lamina bundles have broken into smaller ones, while fibers are detached. It can be concluded that the matrix and the yarns of a layer have failed in a large extent. The lamina bundles inside a specimen are further crashed and become debris when additional lamina bundles are bent above them, compressing further the former ones. This mechanism is even more intense close to the sides of the specimen. This is a result of the fact that when lamina bundles bend inwards, they tend to bend towards the center of the tube. The part of the bundle that is covered by material above it is further crashed into smaller pieces. The addition of the new less crashed material above pushes the smaller pieces towards the sides of the tube, crashing them further and becoming debris.

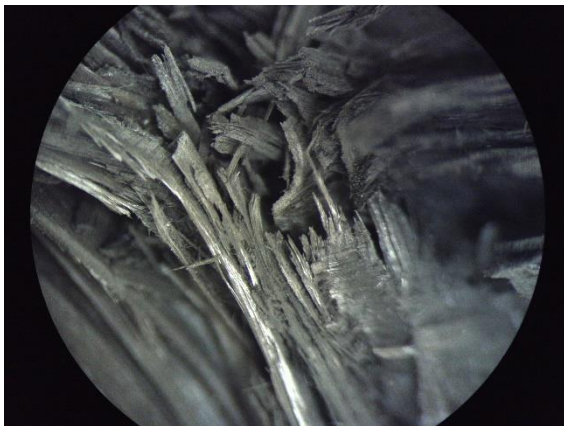


Figure 8.19: 12 deg. loaded specimen. The debris inside is evident.

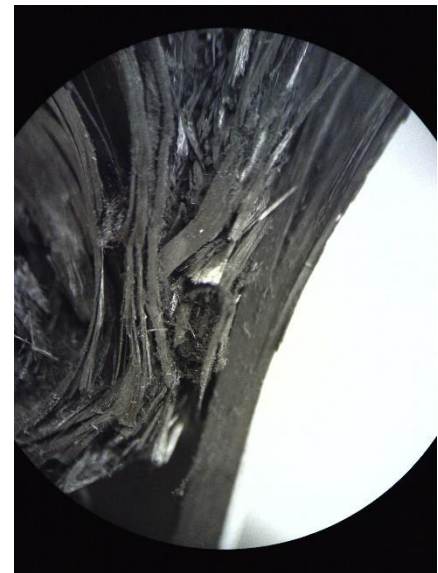


Figure 8.20: 12 deg. loaded specimen. Peripheral section.

Figure 8.21 shows the peripheral section of the leftmost point of a specimen. Due to the loading angle, not only the majority of layers are bent inwards, but also the bending angle of the inwards bent lamina bundles is not as big as regarding the aforementioned loading cases. Cracks and delamination are evident in inwards bent lamina bundles. The crack, and thus the debris wedge, that separates inwards and outwards bent lamina bundles is developed close to the outer surface of the specimen. The outwards bent lamina bundles have been broken and detached closely to the crash front. This is a result of the fact that the loading angle is notably large, meaning that the bending angle is also large and thus bending is so intense that leads to lamina bundles' detachment. In addition, the small number of outwards bending material layers may have contributed in the detachment of the them. When a small number of outwards bending layers is concerned,

there is little support of the lamina bundles that are in close proximity with the crashing plate by the lamina bundles below them, meaning that the lamina bundles tend to detach more easily. The parts of the wall of the specimen that are not close to the crash front appear to have remained intact.

Figure 8.22 shows the peripheral section of the rightmost point of the specimen. Outwards bent fronds are far more than inwards bent lamina bundles, due to the fact that the crack that separates them is formed closer to the inner surface of the tube. The development of the aforementioned crack is strongly affected by the loading angle. Inwards bent lamina bundles have been completely detached closely to the crash front. As mentioned in the previous paragraph, this occurs due to the intense bending because of the large loading angle. Outwards bent fronds are characterized by an upwards orientation due to the large loading angle. In particular, because of the loading angle, the crashing plate does not press them enough to acquire a larger bending angle. The section of layers characterized by 90° direction is apparent. The outwards bent fronds are delaminated, while the voids between the layers is notable. This is the opposite of the almost non detached inwards bent lamina bundles (Figure 8.21). The aforementioned fronds do not have material below them when they bend outwards, meaning that, when they are delaminated, they have space to expand. On the contrary, the inwards bent lamina bundles are compressed by the crashing plate, but also the material gathered inside the tube below them presses them too. This two - sided compression is an obstacle to the development of their delamination. Figure 8.23 provides a closer view of the delamination of the upwards oriented outwards bent fronds. The surfaces appear to be relatively smooth, with a small number of protruded yarns.

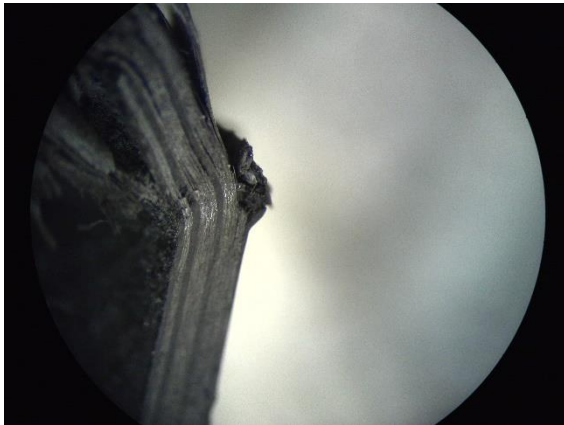


Figure 8.21: 12 deg. loaded specimen. Peripheral section.

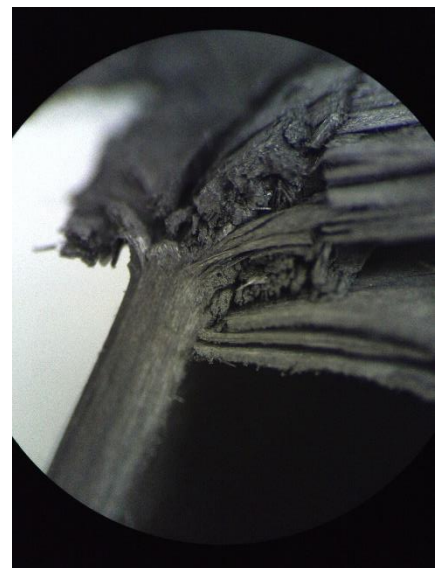
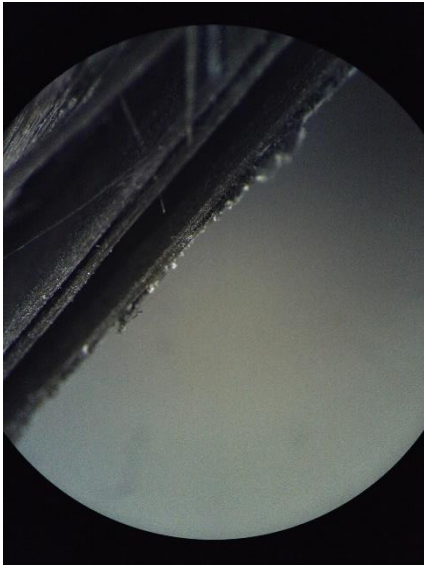


Figure 8.22: 12 deg. loaded specimen. Peripheral section.

Regarding 12° loaded specimens, lamina bundles that bend only inwards, or in other words lamina bundles that even their outer twill layer bend inwards, become evident. Figure 8.20 show the bending of such a lamina bundle. Its surface is notably smooth, due to the fact that the bending does not affect the surface of the twill layer of the bundle. In this case, the lamina bundle is crashed by other bundles that are apparent on the inside of the tube, shortly after its inwards bending. The crack between the completely inwards bent lamina bundle and an outwards one can be observed. Material from the edges of the completely inwards bent lamina bundle is upwards oriented due to the fragmentation.



*Figure 8.23: 12 deg. loaded specimen.
Peripheral section.*

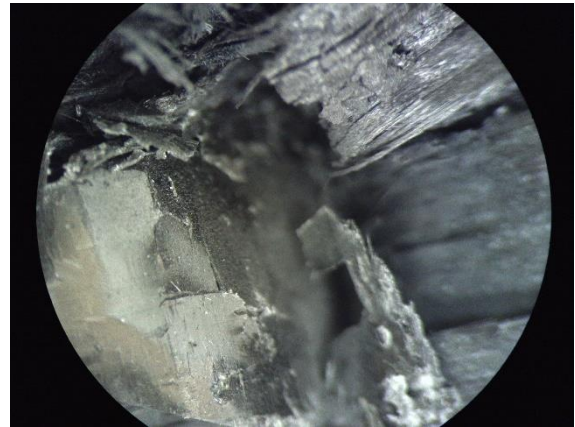


Figure 8.24: 12 deg. loaded specimen. Point of starting existing outwards coiling fronds.

It can be concluded that the crack, and thus the debris wedge (when it exists), that separates inwards from outwards bent lamina bundles is closer to the outer side of the specimen on the leftmost point and to the inner side on the rightmost point. Thus, the number of outwards and inwards bent fronds on both sides is different.

17° Angle

Figure 8.25 shows the peripheral section of a 17° loaded specimen. Two large cracks are evident, one of them having been developed between two different layers, and the other between laminas of the same layer. It can be observed that the outer twill layer has buckled, while debris has been gathered between the buckled part of the twill layer and the next one. This local buckling is a result of compression; however, it did not expand because of the withstanding of the rest of the layers.

A peripheral section of the leftmost point of the specimen can be observed in Figure 8.26. The vast majority of the layers of the material bend inwards, due to the 17° loading angle. The loading angle is also related with the small bending angle of the inwards bent lamina bundles, as well as the intrawall crack (and thus the debris wedge) that separates inwards from outwards bent fronds and is close to the outer side of the specimen. It can be observed that the inner layers have been severely crushed and damaged, with protruded lamina bundles and yarns. This is probably a result of the combination of bending, compressive load applied by the crashing plate, frictional resistance and resistance from the gathered material inside the tube. The other layers, especially when they are closer to the inner side of the tube, are characterized by fragmentation and local failure of fiber bundles. Figure 8.27 is a detail of an inwards bent lamina bundle. The edge is characterized by protruded yarns, indicating fiber breakage and matrix failure. The few outwards bent fronds are completely detached because of the bending angle of the fronds, which depends on the loading angle, as well as the small number of outwards coiling fronds.



Figure 8.25: 17 deg. loaded specimen. Peripheral section.

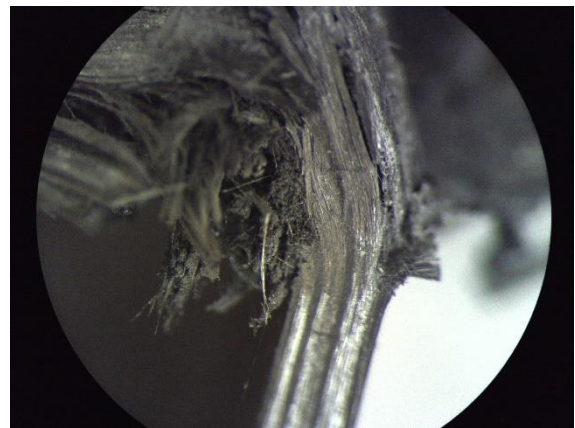


Figure 8.26: 17 deg. loaded specimen. Peripheral section.

The left side of a 17° loaded specimen is characterized by only inwards bent lamina bundles. Figure 8.28 illustrates the point where outwards coiling fronds begin to form, where a large split is evident. The surface of the lamina bundle that bend only inwards is relatively smooth, because the outer twill layer bent without any significant damage. On the contrary, the layer of the frond that is in touch with the crashing plate appears to have been severely damaged due to the friction between it and the crashing plate, with fragmentation of the fibers being particularly apparent.

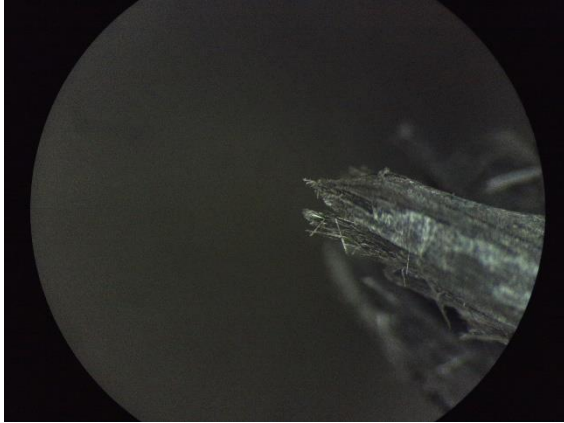


Figure 8.27: 17 deg. loaded specimen. Detail of inwards coiling frond.

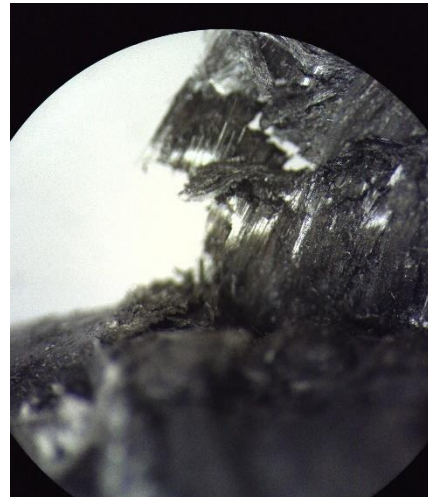


Figure 8.28: 17 deg. loaded specimen. Point between completely inwards bending fronds and beginning of the existence of outwards coiling fronds.

The rightmost point of the specimen is characterized by only outwards bent fronds, meaning that no crack, and thus no debris wedge, that separates inwards from outwards bent fronds exist. This is a result of the large loading angle (Figure 8.29). Delamination is particularly evident between the fronds due to matrix and fiber failure because of the intense bending and generally the compression. In addition, the crashed material that can be observed originates from the inwards bent lamina bundles.

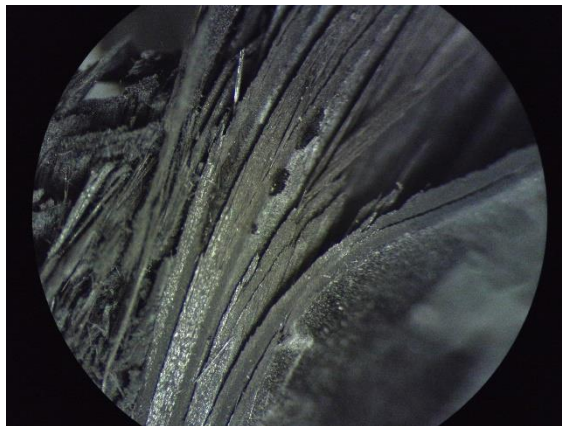


Figure 8.29: 17 deg. loaded specimen. Peripheral section.

In conclusion, 17° loaded specimens are usually characterized by only inwards and outwards bent lamina bundles at the leftmost and the rightmost points respectively, due to the large loading angle.

22° Angle

22° loaded specimens are characterized by intense bending. Figures 8.30 and 8.31 shows the peripheral section of the rightmost point of the specimen. A crack separating inwards from outwards bent lamina bundles has not been formed due to the intense bending which is a result of the large loading angle, meaning that all the layers of the material bend outwards. No stereoscopically observable cracks below the crash front are evident regarding Figure 8.30, while the area of the crash front cannot be clearly discriminated, because the small bending angle does not cause as much damage as the previous loading cases in the crash front area and the fronds. Regarding Figure 8.31, a number of lamina bundles have failed or been delaminated close to the crash front due to bending, while some minor cracks are apparent. Delamination is apparent not only between the different layers of material, but also between the laminas of the same layer.

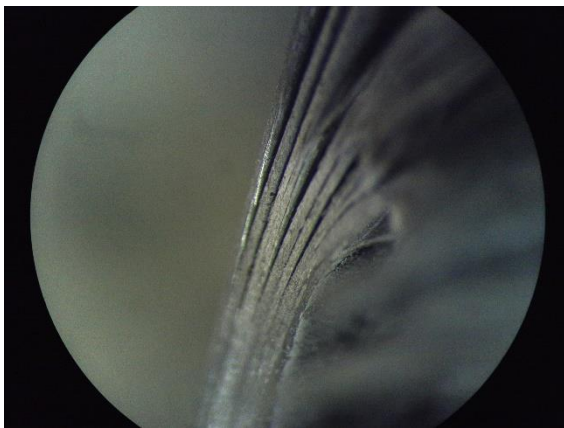


Figure 8.30: 22 deg. loaded specimen. Peripheral section.

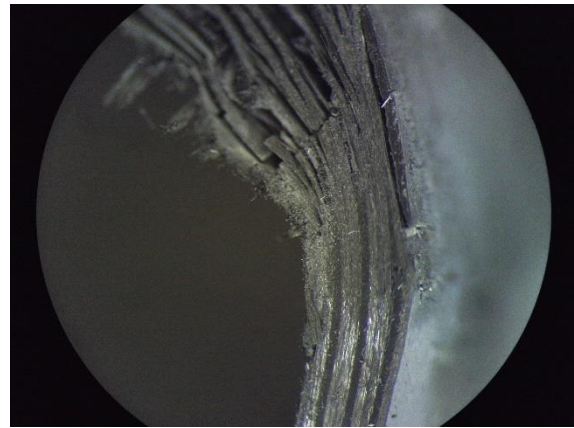


Figure 8.31: 22 deg. loaded specimen. Peripheral section.

Figure 8.32 is the peripheral section of the leftmost point of the specimen. The crash front is characterized by a remarkable angle of inclination due to the large loading angle. Due to these two angles, bending is notably evident, while neither a crack (and thus debris wedge) that separates inwards from outwards bent lamina bundles nor stereoscopically observable cracks are apparent. In other words, bending and not crack formation and propagation is the main mechanism of collapse, while the layers of the material bend only inwards. It can be observed that material has been gathered between inwards bent lamina bundles close to the inner side of the tube. The material originates from layers of the specimen's wall that did not bend, but

were crushed by the other bent layers. The gathering of the material is apparent close to the inner surface of the tube because the bending is more intense in this area, while bent lamina bundles corresponding to the outer layers of the specimen accumulate above the ones corresponding to the inner layers. In addition, detached bundles from inwards bent fronds are evident. Figure 8.33 shows the edges of the outwards bent lamina bundles of the rightmost point of the specimen. The fronds have been divided into several thinner lamina bundles, mostly because of the peripheral tension but also due to the damage caused by friction. The latter mechanism contributed to lamina bundles' detachment of pieces of them.

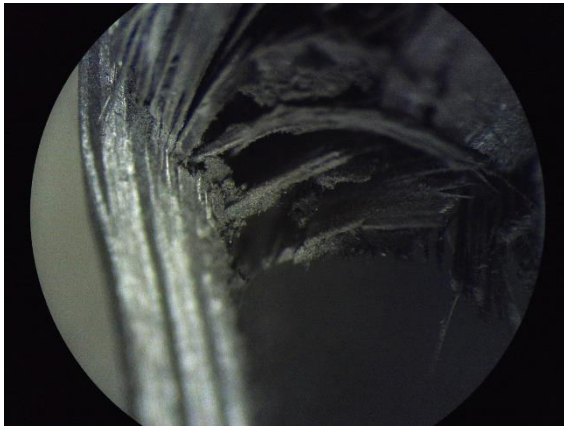


Figure 8.32: 22 deg. loaded specimen. Peripheral section.

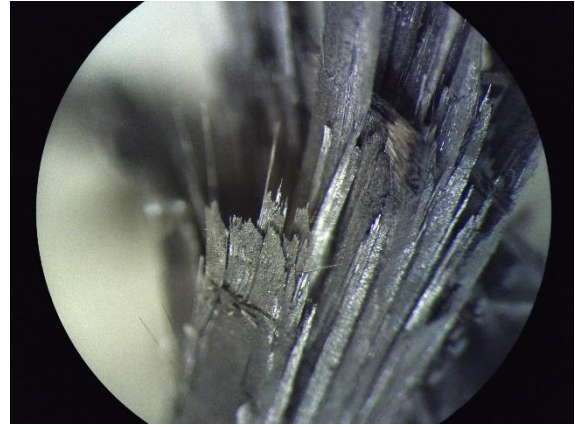


Figure 8.33: 22 deg. loaded specimen. Outwards bended lamina bundles.

A detailed view of the fracture of a layers' fibers can be observed in Figure 8.34. In this figure, the extended fracture due to bending of the inwards bent lamina bundles can be seen, indicating fiber and matrix failure, while yarns protrude. Figure 8.35 provides a view of the point inside the specimen where the inwards bent lamina bundles are bent and pressed down and into the tube by one another.



Figure 8.34: 22 deg. loaded specimen. Detail of fracture of the fibers.



Figure 8.35: 22 deg. loaded specimen. Detail of conflicting inwards bended fronds.

Defining thickness and layering

During the conduction of this thesis, a lack of data of the material has been observed. In particular, the company that manufactured the CFRP beams provided data about the total wall thickness (1.5 mm), the weaving pattern of the outside carbon fiber layer (twill) as well as the general fiber direction of the other layers. Neither the number of layers nor the specific fiber direction of each one was known. In order to define these two as well as their thickness, stereoscopic images of a coupon and of the peripheral section of collapsed specimens were used.

In Figures 8.6, 8.7, 8.34 and 8.36 it can be observed that there is a discrepancy of the color of the layers that are evident due to the section. This discrepancy is between mainly two shades of grey. Each shade of grey corresponds to either 0° or 90° fiber direction. The delamination and the section of the layers result in understanding which shade of grey corresponds to each one of the two different fiber directions. When the sectional edge of the delaminated frond is smooth, the layer is characterized by 0° fiber direction, while when it is harsh, the fiber orientation is 90° . Therefore, it is concluded that light grey layers correspond to the 0° fiber orientated layers, while dark grey layers to 90° fiber orientated ones. The external twill layer stands out from the other ones, due to its uniqueness and the way the fibers are protruded from the section.

The different color of the layers contributes in determining the total number of them. Thus, it is concluded that the tube is consisted of nine layers, of various thicknesses. In order to calculate the thickness of each layer, the proportion between each layer's thickness and the total thickness was calculated via a digital image editing, and was applied in regard with the real tube's total thickness. Five different thicknesses characterize the nine layers. The table below provides information about the fiber orientation and the thickness of each layer. Layer counting starts from the inside of the tube, meaning that the twill layer is the external one.

Ply number	Fiber orientation	Thickness
1	90°	0.117 mm
2	0°	0.149 mm
3	90°	0.117 mm
4	0°	0.354 mm
5	90°	0.117 mm
6	0°	0.354 mm
7	90°	0.117 mm
8	0°	0.102 mm
9	Twill weaving	0.073 mm

Table 11: Details of the material layering and thickness

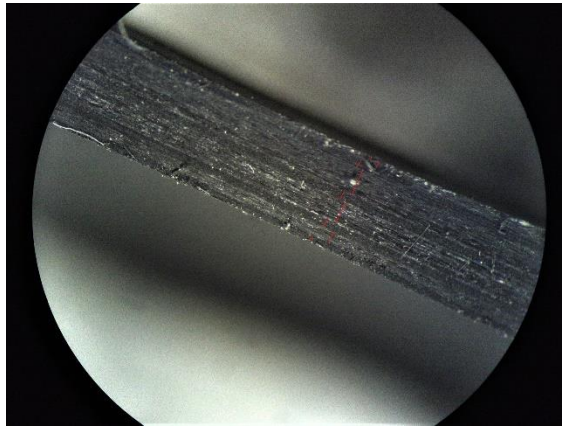


Figure 8.36: Coupon used for defining tubes' thickness and layering.

Chapter Nine: Finite Element Analysis

Finite Element Method & Ls - Dyna

The above analysis investigated the collapse of CFRP tubes under axial and oblique loading. In order to acquire a more thorough comprehension of the failure mechanisms and the energy absorption of these crash boxes, a finite element model was developed and tested in multiple cases of oblique loading. Finite Element Method (F. E. M.) is used for the numerical solution of differential and integral equations by dividing a complex system into smaller parts. In other words, the system is discretized. These parts are called finite elements and are usually triangle or quadrilateral elements, while their edges are called nodes. Nodes are the points that neighboring elements are connected.

By using F. E. M., the solution of problems that include complex geometries and boundary conditions and cannot be solved analytically can be approximated. In particular, the F. E. M. formulation of a boundary value problem results in a system of algebraic equations. After simple equations of the finite elements are formed, they are assembled into a large system of equations that corresponds to the whole problem. The solution is then approximated by minimizing a related error function. In order to reduce the error, the appropriate discretization and element properties must be chosen. One of the great advantages of this method is that it is suitable for solving non - linear problems. It is widely used in engineering and mathematical modeling, while it is popular with problems regarding structural analysis, heat transfer, fluid flow and electromagnetic potential.

The software package used was Ls - Dyna, which was developed by the former Livermore Software Technology Corporation (LSTC) (the company was acquired by Ansys). It is widely used for nonlinear transient dynamic Finite Element Analysis. Ls - Dyna uses explicit time integration. It consists of a single executable file and it is entirely command - line driven. The input files are in ASCII format, so they can be edited by any text editor. Ls - Dyna is accompanied by its own free pre - and postprocessor which is named LS - PrePost. LS - PrePost is characterized by many key features, such as model checking, a variety of meshing tools and material models, effective contact algorithms, D3PLOT animation and ASCII plotting. In this thesis, the LS - PrePost version that was used was 4.7.3.

Ls - Dyna captures largely the complex failure behavior of composite materials in contrast with a great number of other commercial finite elements codes, while it is used in a plethora of aerospace and automotive industries. Compared with the failure of metals, the prediction and simulation of composite failure is notably more challenging not only because of the failure mechanisms but also due to some insufficiencies of the failure criteria of a variety of codes.

Defining Material Properties

The vast majority of the essential material properties for the development of a modelling simulation are not provided by the manufacturer of the CFRP tubes. The necessary properties include Young's modulus in longitudinal and transverse direction, Poisson's ratio and shear modulus. In order to calculate the aforementioned properties or, in other words, the laminate stiffness, the classic lamination theory is used.

The carbon fiber that was selected in order to apply the lamination theory is T300/934. T300, or baseline carbon fiber, is a PAN carbon fiber that belongs in the category of standard modulus fibers and is constructed by the Japanese industry Torayca. It is one of the most commonly used fibers in a great variety of industries, including Aerospace applications, while it is characterized by a 30 - year production history. The properties of T300/934 are: longitudinal modulus $E_1 = 131$ MPa, transverse modulus $E_2 = 10.3$ MPa, shear modulus $G_{12} = 6.9$ MPa, Poisson's ratio $\nu_{12} = 0.22$ and strain at failure 1.5%.

In order to calculate ν_{21} , the following equation is used:

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad (1)$$

Resulting to $\nu_{21} = 0.017$.

The lamina stiffness matrix, Q , for the 0° orientation is calculated according with the following equations:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} \quad (2)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} \quad (3)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12} \cdot E_2}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} = \frac{\nu_{21} \cdot E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} \quad (4)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (5)$$

$$Q_{16} = Q_{26} = 0 \quad (6)$$

As a result, the lamina stiffness matrix (measurement units: MPa and m) for every ply characterized by 0° direction is:

$$[\bar{Q}]_0 = \begin{bmatrix} 10339.346 & 2274.656 & 0 \\ 2274.656 & 132000 & 0 \\ 0 & 0 & 6900 \end{bmatrix} \quad (7)$$

In order to calculate the lamina stiffness matrix for the 90° direction the following equations (8) - (12) are taken into account:

$$(\bar{Q}_{11})_{90} = Q_{22} \quad (8)$$

$$(\bar{Q}_{22})_{90} = Q_{11} \quad (9)$$

$$(\bar{Q}_{12})_{90} = Q_{12} \quad (10)$$

$$(\bar{Q}_{66})_{90} = Q_{66} \quad (11)$$

$$(\bar{Q}_{16})_{90} = (\bar{Q}_{26})_{90} = 0 \quad (12)$$

Consequently, the lamina stiffness matrix (measurement units: MPa and m) for every ply characterized by the 90° direction is:

$$[\bar{Q}]_{90} = \begin{bmatrix} 132000 & 2274.656 & 0 \\ 2274.656 & 10339.346 & 0 \\ 0 & 0 & 6900 \end{bmatrix} \quad (13)$$

Each lamina is either of 0° direction or of 90°. As a result, $Q_{16} = Q_{26} = (\bar{Q}_{16})_{90} = (\bar{Q}_{26})_{90} = 0$, while each lamina is called specially orthotropic. This includes the twill woven lamina, due to the fact that the amount of fabric in each one of the two aforementioned directions is the same.

It is essential to calculate the laminate extensional stiffness matrix [A], the laminate coupling stiffness matrix [B] and the laminate bending stiffness matrix [D]. These matrices are given by the following equations, where i is the number of the matrix row, j the number of the matrix column, t the thickness, k the ply number and N the total number of plies (Table 11). It should be noted that the ninth ply, the twill one, is replaced in the calculations of two other plies, one of 0° and one of 90° direction, each one having a thickness of 0.0365 mm. For this reason, $N = 10$.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k \cdot (t_k - t_{k-1}) \quad (14)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \cdot \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k \cdot (t_k^2 - t_{k-1}^2) \quad (15)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \cdot \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k \cdot (t_k^3 - t_{k-1}^3) \quad (16)$$

The overall laminate stiffness matrix is the following:

$$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 136.25 & 3.412 & \sim 0 & 0.005 & 0 & \sim 0 \\ 3.412 & 76.635 & \sim 0 & 0 & -0.005 & \sim 0 \\ \sim 0 & \sim 0 & 10.35 & \sim 0 & \sim 0 & \sim 0 \\ 0.005 & 0 & \sim 0 & 0.000216 & 0.00000064 & \sim 0 \\ 0 & -0.005 & \sim 0 & 0.00000064 & 0.0000183 & \sim 0 \\ \sim 0 & \sim 0 & \sim 0 & \sim 0 & \sim 0 & 0.00000194 \end{bmatrix} \quad (17)$$

The overall laminate compliance matrix is the inverse overall laminate stiffness matrix, or:

$$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} 0.007 & -0.000332 & \sim 0 & -1.642 & -0.03 & \sim 0 \\ -0.000332 & 0.013 & \sim 0 & -0.03 & 3.486 & \sim 0 \\ \sim 0 & \sim 0 & 0.097 & \sim 0 & \sim 0 & \sim 0 \\ -1.642 & -0.03 & \sim 0 & 46654.061 & -1641.689 & \sim 0 \\ -0.03 & 3.486 & \sim 0 & -1641.689 & 0.0000183 & \sim 0 \\ \sim 0 & \sim 0 & \sim 0 & \sim 0 & \sim 0 & 515000 \end{bmatrix} \quad (18)$$

It can be observed that A_{16} , A_{26} , B_{12} , B_{16} , B_{26} , B_{66} , D_{16} and D_{26} are almost equal to zero, while $B_{22} = -B_{11}$. This is a characteristic of the unsymmetric cross - ply laminate. After all, all the laminae are of either 0° or 90° direction. The equations (19) - (22) provide a close estimate to the equivalent moduli of the laminate. It should be noted that they are not able to predict bending response. Moreover, they do not take into account the non - zero [B] matrix; this case is especially complex. Nonetheless, partially because of the small value of B_{11} , the aforementioned estimate is close to the real values of the equivalent moduli.

$$E_x = \frac{A_{11} \cdot A_{22} - A_{12}^2}{t \cdot A_{22}} \quad (19)$$

$$E_y = \frac{A_{11} \cdot A_{22} - A_{12}^2}{t \cdot A_{11}} \quad (20)$$

$$v_{xy} = \frac{A_{12}}{A_{22}} \quad (21)$$

$$G_{xy} = \frac{A_{66}}{t} \quad (22)$$

Where E_x is the Young's modulus in the longitudinal direction, E_y is the Young's modulus in the transverse direction, v_{xy} is the Poisson's ratio, G_{xy} is the shear modulus and t the thickness of the laminate. The resulted values of the laminate moduli are: $E_x = 90.649$ GPa, $E_y = 51.033$ GPa, $v_{xy} = 0.045$ and $G_{xy} = 6.900$ GPa. The MATLAB code that was used for the aforementioned calculations can be found on Appendix B2.

Finite element model

The model consists of three components: The tube and two plates (Figure 9.1). The bottom plate remains still, while the top one corresponds to the crashing plate of the UTM, applying compressive load to the tube (Figure 9.2). The tube was designed by using SolidWorks CAD software, and was inserted in LS - PrePost as an IGES file. The plates were designed directly in LS - PrePost, by using Box Shell option of the Shape Mesher window. The tube's height is 80 mm due to the fact that the other 20 mm (of the specimens used in the experimental procedure) are into the restraining ring, so it can be assumed that this part of the specimens does not affect (or at least, it has little influence on) the rest of the tube and its collapse (Figure 9.3). Another reason behind this choice is to reduce the computational cost. The thickness remains 1.5 mm and the outside diameter 40 mm. Because of the computational cost, one single fully - integrated shell element was used in order to model the tube, grouping the CFRP layers. However, this modelling method is not able to capture interlaminar mechanisms such as delamination. Square elements were used for the meshing, each side of which was 2 mm. Attempts for a smaller element size were carried out, but the computational cost and the running time were increased inefficiently much.

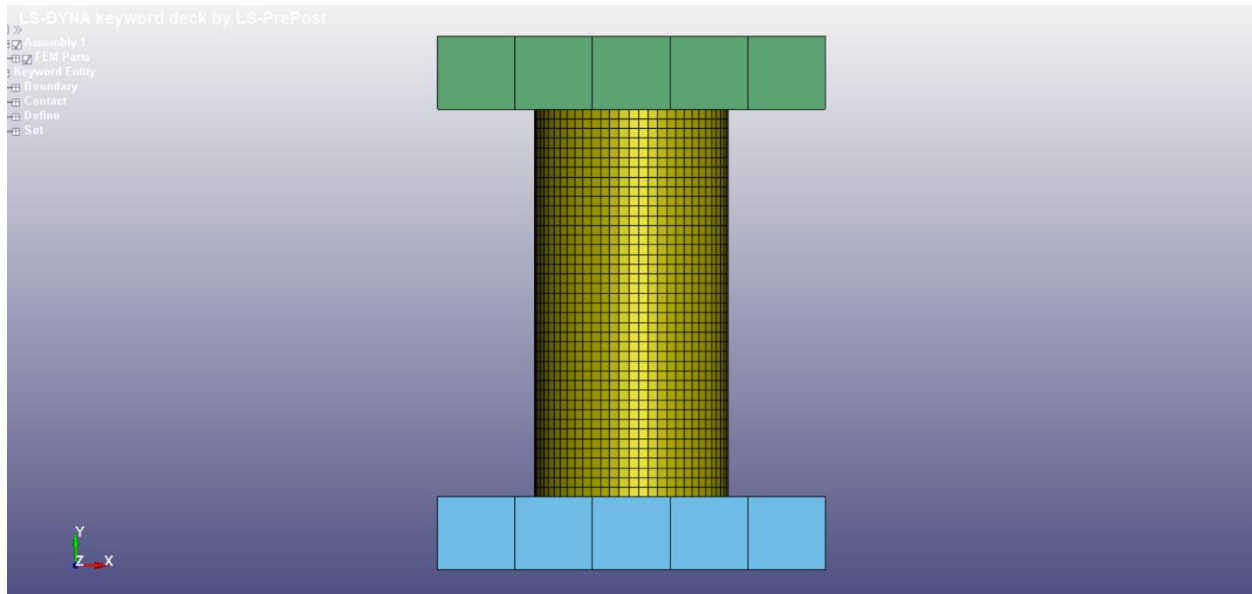


Figure 9.1: The assembly of the two rigid plates and the tube, in the case of axial loading.

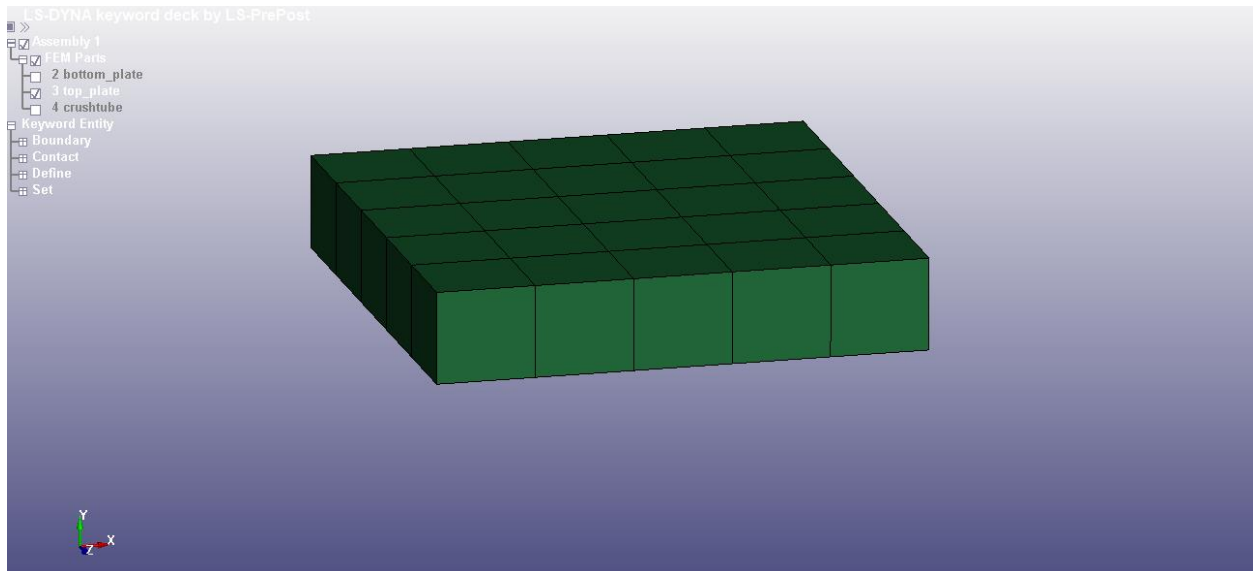


Figure 9.2: The top plate that corresponds to the crushing plate of the UTM. The solid elements can be observed.

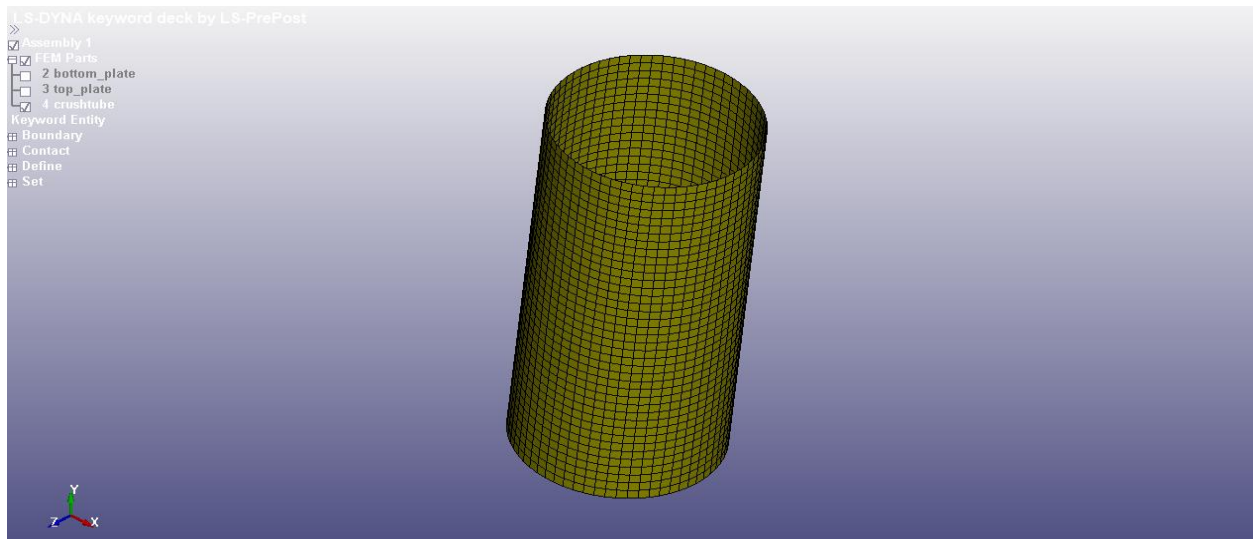


Figure 9.3: The tube. The shell elements that it is consisting of can be observed.

The two plates were simulated as two solid rigid bodies on top and on bottom of the tube. Each plate is consisted by 25 (5 x 5) solid elements. Each side of the plates is 80 mm, while their height is 15mm. The properties inserted into the MAT_RIGID card are the ones of the steel, namely density: 7.85 g/cm^3 , Young's modulus: 270 GPa and Poisson's ratio: 0.3 (Figure 9.4). All the degrees of freedom of the bottom plate are constrained (Figure 9.5). The only degree of freedom of the top plate that is not constrained is the y - translational one (Figures 9.6 and 9.7). The velocity of the crushing plate is the same as the experimental one, namely 20 mm/min (Figure 9.8). The axial movement of the crushing plate on the y - axis leads to the

compression of the tube. The termination time is set to 195 sec for the case of axial loading, so that the displacement of the modelled tube to be the same with the experimental one.

Keyword Input Form

NewID MatDB RefBy Pick Add Accept Delete Default Done

Use *Parameter Comment (Subsys: 1 model_v15.6.7.k) Setting

*MAT_RIGID_(TITLE) (020) (1)

TITLE
rigid_material

1	MID	RO	E	PR	N	COUPLE	M	ALIAS
	1	0.0078500	2.070e+11	0.3000000	0.0	0	0.0	

2	CMO	CON1	CON2
	0.0	0	0

3	LCO OR A1	A2	A3	V1	V2	V3
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

1 rigid_material

Figure 9.4: MAT_RIGID_020 card used for defining the plates' material.

Keyword Input Form

NewID Draw Pick Add Accept Delete Default Done

Use *Parameter Comment (Subsys: 1 model_v15.6.7.k) Setting

*BOUNDARY_SPC_SET_(ID) (3)

ID TITLE
0 bottom_plate_fix

1	NSID	CID	DOFX	DOFY	DOFZ	DOFRX	DOFRY	DOFRZ
	1	0	1	1	1	1	1	1

1 bottom_plate_fix
2 top_plate_dofs
3

Figure 9.5: BOUNDARY_SPC_SET card used for fixing the bottom plate's degrees of freedom.

Keyword Input Form

NewID Draw Pick Add Accept Delete Default Done

Use *Parameter Comment (Subsys: 1 model_v15.6.7.k) Setting

*BOUNDARY_SPC_SET_(ID) (3)

ID TITLE
0 top_plate_dofs

1	NSID	CID	DOFX	DOFY	DOFZ	DOFRX	DOFRY	DOFRZ
	2	0	1	0	1	1	1	1

1 bottom_plate_fix
2 top_plate_dofs
3

Figure 9.6: BOUNDARY_SPC_SET card used for constraining the five out of six of crushing plate's degrees of freedom.

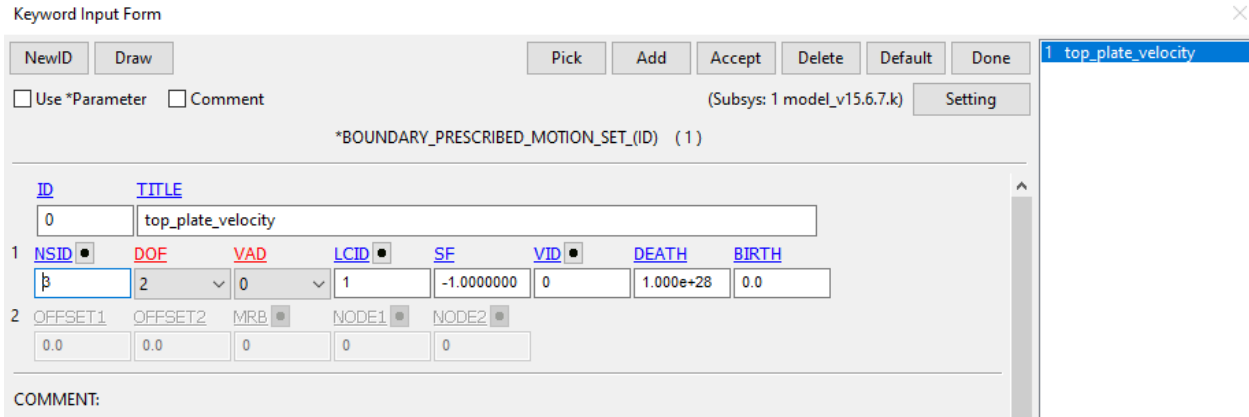


Figure 9.7: BOUNDARY_PERScribed_MOTION_SET card used for the movement of the crushing plate.

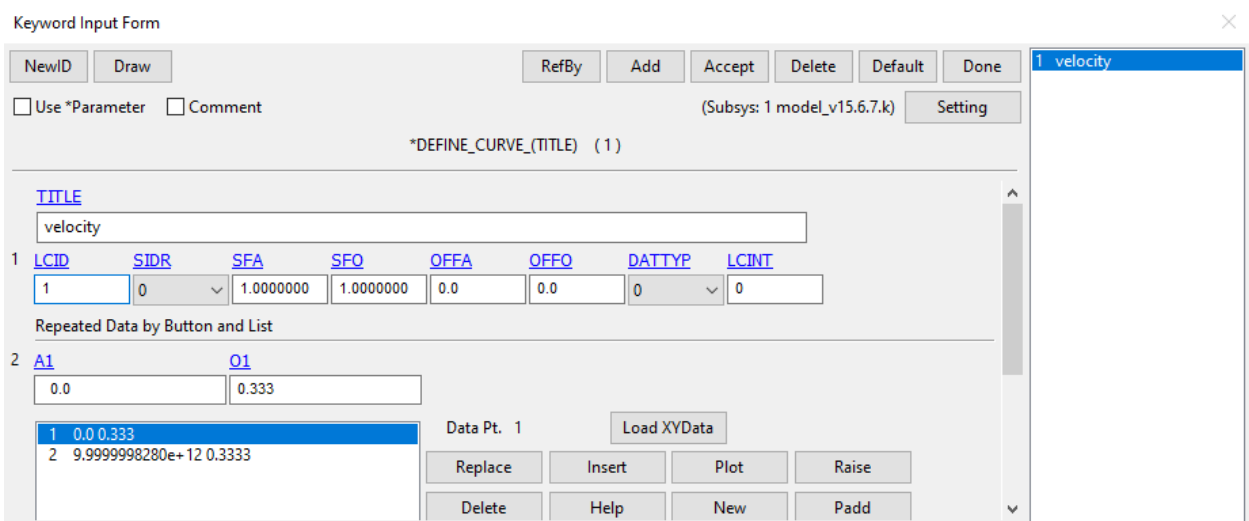


Figure 9.8: DEFINE_CURVE card used for defining the velocity of the crushing plate.

In order to simulate the CFRP layers of the tube, PART_COMPOSITE card replaced PART card, regarding the tube. The pre - selected element formulation option, Belytschko - Tsay, was kept, because of its compatibility with fiber modelling due to the negligibility of bending stiffness, its hourglass control and its lower computational cost in relation with other alternatives. The thickness and the fiber direction of each ply were inserted, in order to model the layering. Each lamina is regarded through the thickness as an integration point. In order to simulate the twill layer, it was inserted as two separated layers whose thickness was half of the thickness of the initial layer. The fiber direction of the first one was 0°, and of the other 90° (Figure 9.9).

Keyword Input Form

NewID Draw RefBy Pick Add Accept Delete Default Done

Use *Parameter Comment (Subsys: 1 model_v15.6.7.k) Setting

*PART_COMPOSITE(TITLE) (1)

1 TITLE
crushtube

2 PID ELFORM SHRF NLOC MAREA HGID ADPOPT ITHELFRM
4 2 0.8330000 0.0 0.0 1 0 0

Repeated Data by Button and List

3 MID1 THICK1 B1 TMID1 MID2 THICK2 B2 TMID2
2 0.117 90.0 0 2 0.117 90.0 0

	MID1	THICK1	B1	TMID1	MID2	THICK2	B2	TMID2
1	2	0.117	90.0	0	2	0.117	90.0	0
2	2	0.149	0.0	0	2	0.149	0.0	0
3	2	0.117	90.0	0	2	0.117	90.0	0
4	2	0.354	0.0	0	2	0.354	0.0	0
5	2	0.117	90.0	0	2	0.117	90.0	0
6	2	0.354	0.0	0	2	0.354	0.0	0
7	2	0.117	90.0	0	2	0.117	90.0	0

Data Pt. 1
Replace Insert
Delete Help

Figure 9.9: PART_COMPOSITE card used for the tube and specifically the simulation of the material's layers.

Contact interface algorithms are important due to the fact that they prevent the penetration between the various components of the simulation, as well as control the contact within a component. Two types of contact interface algorithms are used in this simulation. CONTACT_AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE is chosen so that self - penetration of the tube to be avoided. The coefficients of friction were selected from literature, with static coefficient of friction being 1.05 and dynamic coefficient of friction being 0.3 (Figure 9.10). CONTACT_ERODING_NODES_TO_SURFACE is used between the plates and the tube. Eroding option is essential due to the deletion of the elements of the crash front that failed because of the compression, and thus the necessity of definition of new boundaries of the tube. The coefficients of friction were selected from literature, with static coefficient of friction being 0.61 and dynamic coefficient of friction being 0.47 (Figure 9.11).

Keyword Input Form

NewID Draw Pick Add Accept Delete Default Done

Use *Parameter Comment (Subsys: 1 model_v15.6.7.k) Setting

*CONTACT_AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE(ID/TITLE/MPP) (1)

1 CID TITLE
β crushtube_to_crushtube

MPP1 MPP2

2 IGNORE BCKET LCBCKT NS2TRK INITITR PARMAX UNUSED CPARAMB
0 200 3 2 1.0005 0

3 UNUSED CHKSEGS PENSE GRPABLE
0 1.0 0

4 SSID MSID SSTYP MSTYP SBOXID MBOXID SPR MPR
4 0 3 0 0 0 0 0

5 FS FD DC VC VDC PENCHK BT DT
1.0500000 0.3000000 0.0 0.0 0.0 0 0.0 1.000e+20

6 SFS SFM SST MST SFST SFMT FSE VSE
1.0000000 1.0000000 0.0 0.0 1.0000000 1.0000000 1.0000000 1.0000000

A AB ABC ABCD ABCDE ABCDEF

Figure 9.10: CONTACT_AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE_CARD used for the tube.

Keyword Input Form

NewID Draw Pick Add Accept Delete Default Done

Use *Parameter Comment (Subsys: 1 model_v15.6.7.k) Setting

*CONTACT_ERODING_NODES_TO_SURFACE_(ID/TITLE/MPP)_(THERMAL) (2)

1 CID TITLE

2 top_plate_to_tube

MPP1 MPP2

2 IGNORE BCKET LCBCKT NS2TRK INITITR PARMAX UNUSED CPARM8

0 200 3 2 1.0005 0

3 UNUSED CHKSEGS PENSEF GRPABLE

0 1.0 0

4 SSID MSID SSTYP MSTYP SBOXID MBOXID SPR MPR

4 3 3 3 0 0 0 0

5 FS FD DC VC VDC PENCHK BT DT

0.6100000 0.4700000 0.0 0.0 0.0 0 0.0 1.000e+20

6 SFS SFM SST MST SFST SFMT FSF VSF

1.0000000 1.0000000 0.0 0.0 1.0000000 1.0000000 1.0000000 1.0000000

7 ISYM EROSOP IADJ

0 0 0

Thermal T_Friction A AB ABC ABCD ABCDE ABCDEF

2 (2) top_plate_to_tube
3 (3) bottom_plate_to_tube

Figure 9.11: CONTACT_ERODING_NODES_TO_SURFACE card used for the contact between the tube and the plates.

In order to avoid the non - physical effect of hourglass, or in other words the excessive deformation of the middle part of the mesh elements, in the HOURGLASS card the hourglass control option is activated, and more specifically the Flanagan - Belytschko stiffness form was chosen as more suitable (Figure 9.12). The data gathered during the simulation include the load that is applied to the tube from the crashing plate as well as the absorbed energy, among others. Despite the measures taken in order to reduce the running time of the simulation, it remained high. For this reason, in CONTROL_TIMESTEP card, the option of mass scaling was applied (Figure 9.13). DATABASE_ASCII_option and DATABASE_BINARY_D3PLOT were used for creating the essential databases for the simulation's postprocessing.

Keyword Input Form

NewID RefBy Add Accept Delete Default Done

Use *Parameter Comment (Subsys: 1 model_v15.6.7.k) Setting

*HOURGLASS_(TITLE) (1)

TITLE

crashtube

1 HGID IHO QM IBO Q1 Q2 QB/VDC QW

1 4 0.1000000 0 1.5000000 0.0600000 0.1000000 0.1000000

1 crashtube

Figure 9.12: HOURGLASS card.

Keyword Input Form ✕

Use *Parameter Comment

(Subsys: 1 model_v15.6.7.k)

*CONTROL_Timestep (1)

1	DTINIT	TSSFAC	ISDO	TSLIMIT	DT2MS	LCTM	ERODE	MS1ST
	0.0	0.9000000	0	0.0	-7.000e-05	0	0	0
2	DT2MSF	DT2MSLC	IMSCL	UNUSED	UNUSED	RMSCL	UNUSED	IHDO
	0.0	0	0	0	0	0.0	0	0

Figure 9.13: CONTROL_Timestep card.

Modelling material

One of the most significant aspects of the development of the finite element model is the right selection of the material, as well as the insertion of the appropriate values, flags and factors, so that the simulation to be as accurate as feasible. MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE (054/055) was deemed appropriate for this simulation.

From the two criteria options, the Chang - Chang matrix failure criterion was chosen, numbered as 54. MAT_054 is a progressive failure model that is widely used for simulations of a variety of composite applications. The necessary input parameters are less than the required ones for other material models, while the computational cost is also lower. It is practically an improvement of MAT_022, characterized by a crash front algorithm.

Due to the fact that the available material data are limited, a number of approximations has been made. In addition, some parameters have either no physical meaning or cannot be determined experimentally. As a result, calibration of the model is necessary. For these reasons, the model cannot be an exact simulation of the experimental procedure.

RO is the mass density. It is chosen as the mean value of the mass density of all specimens (ρ), being equal to 0.0014662 g/mm^3 . EA is the Young's modulus in longitudinal direction, EB is the Young's modulus in transverse direction, PRBA the Poisson's ration and GAB, GBC and GCA the shear moduli (that, due to lack of data are presumed to be equal). The values of the aforementioned variables have been calculated in the section Defining Material Properties, meaning that $EA = E_x = 90.649 \text{ GPa}$, $EB = E_y = 51.033 \text{ GPa}$, $PRBA = \nu_{xy} = 0.045$ and $GAB = GBC = GCA = G_{xy} = 6.900 \text{ GPa}$.

TFAIL is the time step size criterion for element deletion. In other words, when an element becomes highly distorted and therefore a very small time step is necessary, the element is deleted. A value less than 0.1 is chosen, meaning that the element deletion happens when the time step is smaller than TFAIL. The value of TFAIL is defined via the trial - and - error method, and is equal to 2.000e - 09. It was observed that when the value of TFAIL was close or greater than the one of the element time step, which is equal to 6.053e - 07, the elements were deleted abnormally early in the simulation. As a result, a value about two orders of magnitude smaller than the element time step was chosen, in order to avoid premature deletion and as long as significant element distortion is not a great concern, due to the activation of HOURGLASS option.

The behavior of the material in the elastic region is characterized by the following equations:

$$\varepsilon_1 = \frac{1}{E_x} \cdot (\sigma_1 - \nu_{12} \cdot \sigma_2) \quad (23)$$

$$\varepsilon_2 = \frac{1}{E_y} \cdot (\sigma_2 - \nu_{21} \cdot \sigma_1) \quad (24)$$

$$2 \cdot \varepsilon_{12} = \frac{1}{G_{xy}} \cdot \tau_{12} + \alpha \cdot \tau_{12}^3 \quad (25)$$

Where ε is the strain, σ the normal stress, τ the shear stress, while the axial 1 - direction is related with the fibers, the transverse 2 - direction with the matrix, and the 12 - direction with the shear behavior. G_{xy} is the shear modulus and α is a shear stress parameter for the nonlinear term, with a suggested value range of 0 - 0.5. In the material card the variable is ALPH. It cannot be found experimentally, so the trial - and - error method is used, resulting to ALPH = 0.1.

SOFT is a softening reduction factor that reduces the strength of the crash front elements, which are the elements that are direct neighbors of the failed elements. SOFT cannot be defined experimentally, while its values range from zero to one. Via trial - and - error method, SOFT is chosen to be equal to 0.85.

XT is the longitudinal tensile strength. The value of it is the mean value of the Ultimate Tensile Strength of the three coupons used for this calculation (Table 3), as was explained in Chapter Five. XT is equal to 1067 MPa. YT is the transverse tensile strength. Due to the fact that the accurate value is not available, as well as that the laminate is not unidirectional, but is formed from laminas of both longitudinal and transverse directions, YT is selected to have the same value as XT.

XC is the longitudinal compression strength, while YC is the transverse compression. No data gathered by experiments conducted on coupons were available. For this reason, the value of these variables was approximately calculated by finding the mean percentage difference between tensile and compressive

strength of coupons fabricated by both 0° and 90° laminas on various sources of bibliography. Compressive strength is about 78.023% of tensile strength, meaning that XC and YC are about 832.5 MPa.

SC is the shear strength. The lack of experimental data resulted to the usage of the aforementioned method, meaning that an approximate value was defined by a variety of sources. The value of SC is equal to 153.6 MPa.

FBRT is a softening parameter for fiber tensile strength. It is activated for values greater than zero, and reduce longitudinal tensile strength to $X_T \cdot FBRT$. It can be easily observed due to the equation that the values must range from 0 to 1. This parameter cannot be experimentally defined and therefore must be calibrated through trial - and - error method. In this simulation FBRT remained equal to zero.

YCFAC is a reduction factor for compressive fiber strength after matrix failure. In other words, after the compressive matrix failure the compressive strength is reduced to $X_C = YCFAC \cdot Y_C$. It can be observed that the maximum value of YCFAC can be X_C/Y_C , while this variable cannot be measured experimentally, so trial - and - error method is used for the calibration. In this simulation, $YCFAC = 1$.

BETA is a weighting factor for shear term in tensile fiber mode, whose range of values is between equal to zero and to one. In this case, BETA is chosen to remain equal to zero. DFAILS is the maximum shear strain, DFAILM is the maximum strain for matrix straining in tension or compression and EFS the effective failure strain. They are chosen to remain zero due to lack of data.

DFAILC is the maximum strain for fiber compression and DFAILT is the maximum strain for fiber tension. Their value is chosen to be equal to 0.015, because, according to literature, T300 carbon fiber's strain at failure is 1.5 % (Figure 9.14).

The Chang - Chang failure criteria follow the following conditions:

Tensile fiber mode ($\sigma_{11} \geq 0$):

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \beta \cdot \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (26)$$

Upon failure: $E_x = E_y = G_{xy} = v_{xy} = v_{yx} = 0$. β is the BETA variable mentioned previously.

Compressive fiber mode ($\sigma_{11} < 0$):

$$e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (27)$$

Upon failure: $E_x = v_{xy} = v_{yx} = 0$.

Tensile matrix mode ($\sigma_{22} \geq 0$):

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (28)$$

Upon failure: $E_y = G_{xy} = \nu_{yx} = 0$.

Compressive matrix mode ($\sigma_{22} < 0$):

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2 \cdot S_c}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2 \cdot S_c}\right)^2 - 1\right] \cdot \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (29)$$

Upon failure: $E_y = G_{xy} = \nu_{xy} = \nu_{yx} = 0$.

Keyword Input Form

MatDB RefBy Pick Add Accept Delete Default Done 2 composite_material

Use *Parameter Comment (Subsys: 1 model_v15.6.7.k) Setting

*MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE_(TITLE) (054/055) (1)

TITLE
composite_material

1	MID	RO	EA	EB	(EC)	PRBA	(PRCA)	(PRCB)
	2	0.0014662	8.994e+10	5.019e+10	0.0	0.0250000	0.0	0.0
2	GAB	GBC	GCA	(KF)	AOPT	2WAY		
	6.900e+09	6.900e+09	6.900e+09	0.0	0.0	1.0000000		
3	XP	YP	ZP	A1	A2	A3	MANGLE	
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	
4	V1	V2	V3	D1	D2	D3	DFAILM	DFAILS
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
5	TFAIL	ALPH	SOFT	FBRT	YCFAC	DFAILT	DFAILC	EFS
	2.000e-09	0.1000000	0.9000000	0.0	1.0000000	0.0150000	-0.0150000	0.0
6	XC	XI	YC	YT	SC	CRIT	BETA	
	8.325e+08	1.067e+09	8.325e+08	1.067e+09	1.536e+08	54.0	0.0	
7	PEL	EPSF	EPSR	TSMD	SOFT2			
	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0000000			

Figure 9.14: MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE_054/055 card used for defining the tube's material.

When MAT_54 is concerned, failure can occur according to one of the following cases. First, if DFAILT is equal to zero, and thus DFAILC is not activated regardless its value, failure occurs when the Chang - Chang criterion is satisfied in the tensile fiber mode. If DFAILT, and in the case of this thesis DFAILC, is greater to zero, failure occurs if the fiber strain is greater than DFAILT or less than DFAILC, or if the value of the strain of the matrix is greater than DFAILM, or if the value of tensorial strain is greater than DFAILS. In the case that EFS is greater than zero, failure occurs when the effective strain is greater than the value of EFS. Lastly, when TFAIL is greater than zero, failure occurs according to the element time step. The element is deleted when failure takes place in the entire composite layers that have been simulated as through - thickness integration points. After the deletion of an element, the neighboring ones become the

crash front elements. In the present simulation, failure occurs mostly when the fiber strain is less than DFAILC. As mentioned above, TFAIL was chosen to be two scales of magnitude less than the time step, so that it does not lead to premature deletion of the elements.

Modelling the various loading angles

In order to model the cases of oblique compression, the tube along with the bottom plate are rotated. For this reason, the transform card is used (Figure 9.15). The ENDTIM option, which is the termination time, of the CONTROL_TERMINATION card is altered in order to fit the displacement of each experiment (Table 5).

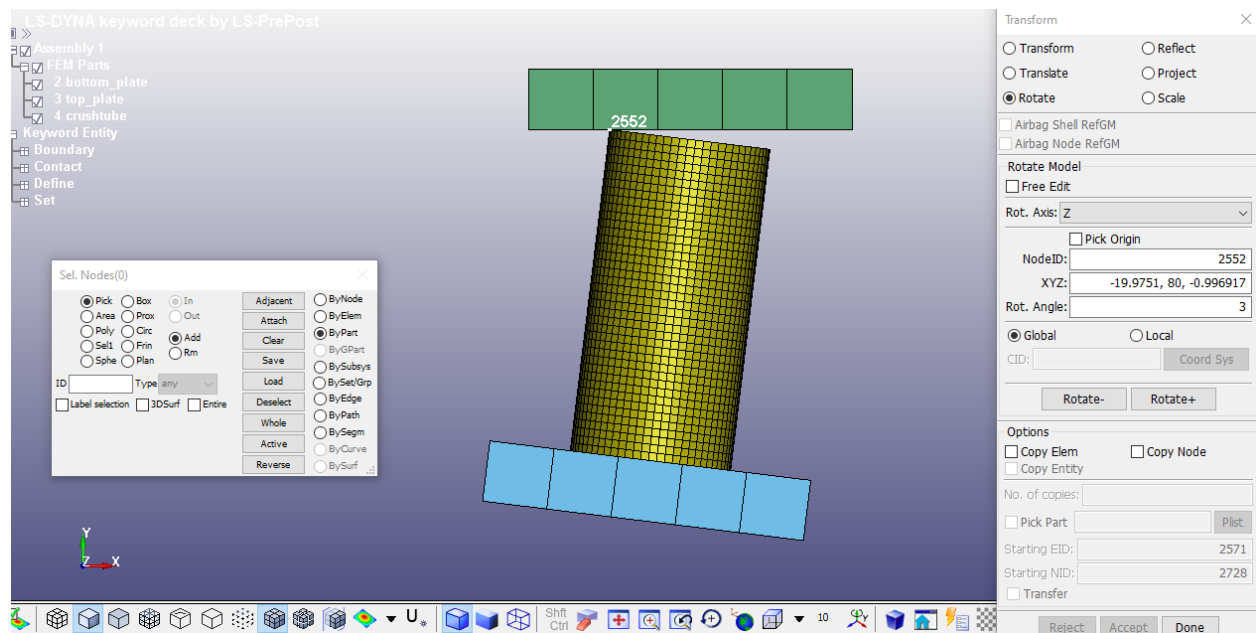


Figure 9.15: 3° rotation of the tube and the bottom plate. The same procedure is applied for the rest of the loading angles.

Chapter Ten: Results of the numerical simulation

In this chapter, the stages of collapse, the related compressive load - compressive extension graphs as well as the crashworthiness indicators of each modelled tube are presented. The data provided from the simulation are in ASCII form. By saving the ASCII files, and thus the related data, the compressive load - compressive extension graphs regarding each loading angle can be plotted. Furthermore, the calculation and evaluation of the crashworthiness indicators is also feasible.

Stages of collapse & compressive load - compressive extension graphs

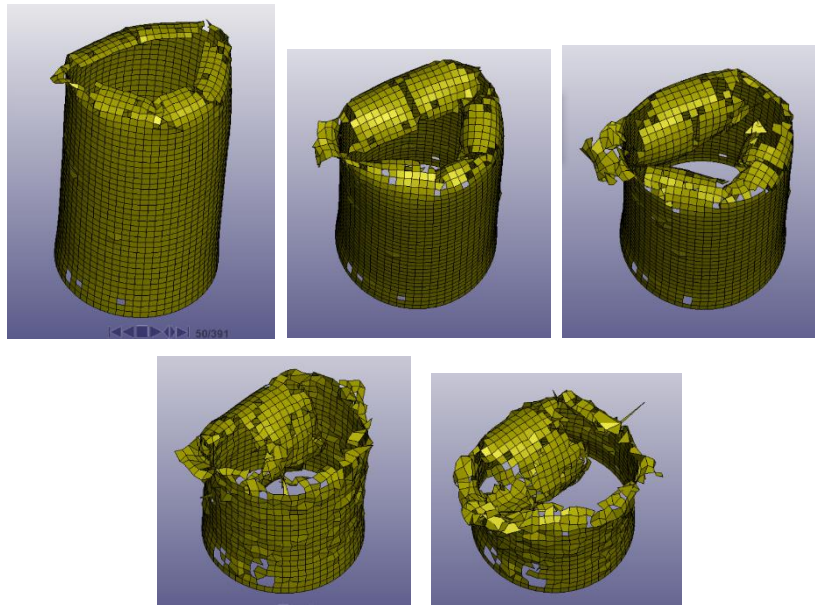
The compressive load - compressive extension graphs have been plotted, and are analyzed below in comparison with the corresponding experimental curves. A MATLAB script has been developed in order to plot the graphs (Appendix B3). Along with them, the stages of collapse of each modelled tube are presented. It should be mentioned that, apart from the rotation of the tube and the bottom plate, as well as the termination time, nothing else has been changed in regard with the various simulations, with each one of them corresponding to a loading angle. In addition, the calibration of the parameters that had to be calibrated was made in order to achieve a deviation of $\pm 10\%$ between the AE, SEA and MCF indicators of the experiments and the simulation. As a result, slight differences between the compressive load - compressive extension curves of the model and the experiments are expected.

Ls - Dyna's explicit solver was used for the numerical simulation. It was preferred rather than implicit solver, due to the fact that the latter one is related with more computational time. In addition, when implicit solver is used, the collapse of the tube is characterized by abnormalities, due to the fact that its symmetry affects the initialization of the crushing. Explicit solver can provide reliable results. However, fluctuations of the compressive load - compressive extension curve as well as a locally increased load are expected, because the effect of mass is taken into account.

0° loading angle

The tube is placed between two plates (Figure 9.1). The top plate moves downwards, resulting to the axial compression of the tube. Figures 10.1a - e illustrate the stages of the simulation's compression. After the

beginning of the plastic deformation, the vast majority of the fronds that are formed by the elements bend inwards (Figure 10.1a). As the compression continues, the aforementioned fronds bend further inside the tube. The outwards bent fronds expand less, because their elements are deleted earlier (Figures 10.1a and b). Deleted elements between the fronds simulate the formation of the cracks. Due to intense bending at the elements of the crash front, all but one inwards bent fronds are deleted (Figure 10.1d). This element deletion results in a slight increase in the crash front elements that bend outwards (Figure 10.1e). Element deletion is notably evident during the later stages of collapse, while it can be observed even at the base of the tube, which, until then, was mostly intact. ENDTIM value is 195.



Figures 10.1a - e: Stages of collapse of 0° loaded model.

Figure 10.2 presents the compressive load - compressive extension curve of the 0° loaded modelled tube compared with the three corresponding curves of the specimens used for the experiments. The curve of the simulation is similar to the other three. In all cases, the PCF is reached shortly after the beginning of the compression. In particular, it is reached slightly sooner when the simulation is concerned. This may be a result of the fact that, during the experimental procedure, the initial cracks need more time to form. On the contrary, during the simulation, PCF is reached sooner so that element deletion and crushing to begin. This instant peak drops abruptly and the value of the force fluctuates around a mean value, forming a plateau. The mean value of the plateau of the modelled tube is marginally less than the mean value of the plateau of the specimens. However, the curve of the modelled tube is characterized by notably more fluctuations than the curves of the specimens. This is a result of the use of explicit solver, as explained above. For the same reason, after the PCF is reached, the curve of the modelled tube is characterized by a number of values close to 50 kN, before it drops to the plateau. The increase of the compressive load of the specimens is

apparent during the later stages of collapse, due to densification. This cannot be simulated because of element deletion.

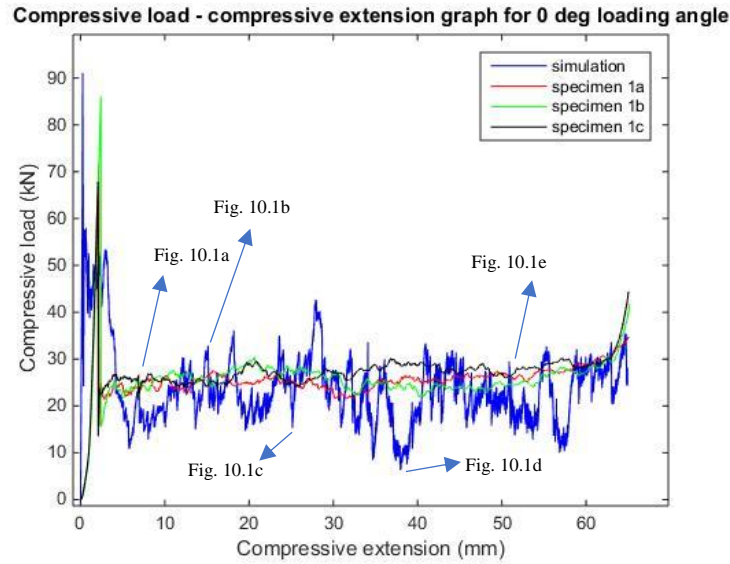
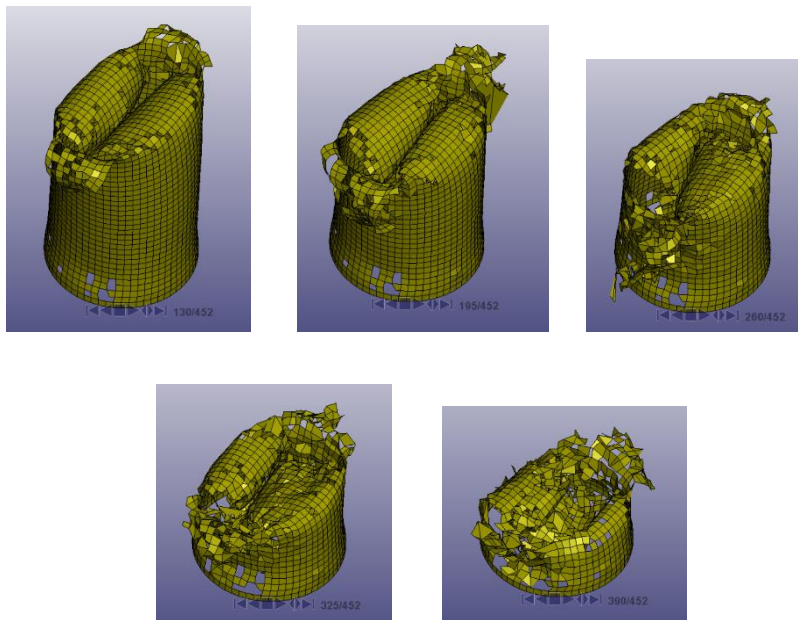


Figure 10.2

3° loading angle

The stages of collapse of the 3° loaded modelled tube is illustrated in figures 10.3a - e. It can be observed that only two big inwards bent fronds are formed, along with two notably smaller outwards ones (Figure 10.3a). Although that the simulation regards oblique loading, the fronds bend inwards and outwards alternately. This happens because the loading angle is small, and thus the case of axial compression is largely resembled. The deleted elements between the fronds resemble the cracks of the specimens. The outwards bending of the fronds resemble the coiling of the corresponding fronds of the specimens (Figures 10.3b and c). Because of their bending, at the later stages of collapse elements of these fronds are deleted. Due to the fact that the inwards bent fronds are wide and they bend towards the center of the tube, they are not subjected to extensive element deletion, and thus are not deleted at the crash front. As a result, a number of elements is inside the tube before they are deleted, resembling the material gathering of the 3° loaded specimens (Figures 10.3d and e). Some elements of the base of the tube are deleted during the early stages of collapse. However, element deletion at this area does not expand at the later stages. ENDTIM value is 225.

Figure 10.4 illustrates the compressive load - compressive extension graph of the modelled tube and the specimens used for the experiment. The curve of the modelled tube is similar to the curves of the specimen, especially regarding specimen 2a. The elastic region of the modelled tube ends slightly sooner than when the specimens are concerned. This is due to the beginning of element deletion and crushing of the tube. The formation of the initial cracks of the specimens requires more time. The PCF of the modelled tube is reached at the early stages of the compression, while its value is more than 50 kN and far higher than the specimens' values that correspond to the same deformation. This is a result of the use of explicit solver. For the same reason, the fluctuations at the plateau of the crash zone of the modelled tube are way more than the ones of the specimens. The mean value of the load of the crashing zone of the modelled tube is similar to the correspondent value of the specimens. During the last stages of collapse, there is an increase of the compressive load of the specimens due to densification. Meanwhile, the compressive load of the modelled tube decreases substantially because the majority of elements have already been deleted.



Figures 10.3a - e: Stages of collapse of 3^o loaded model.

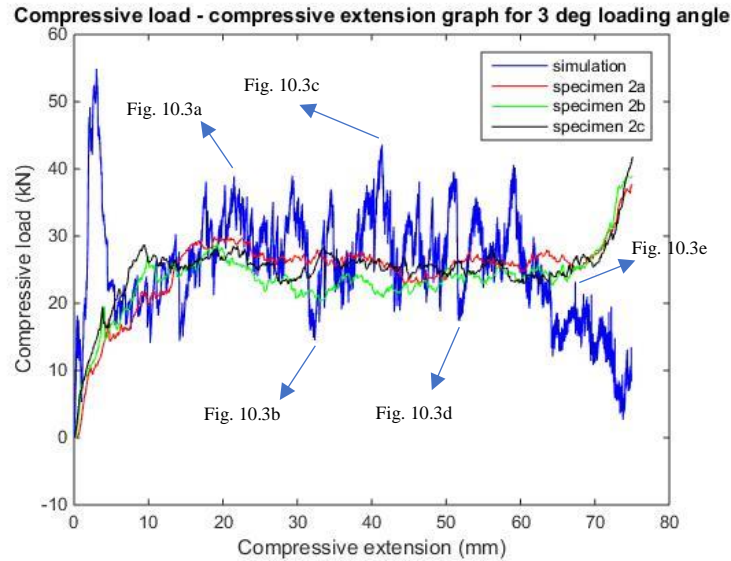


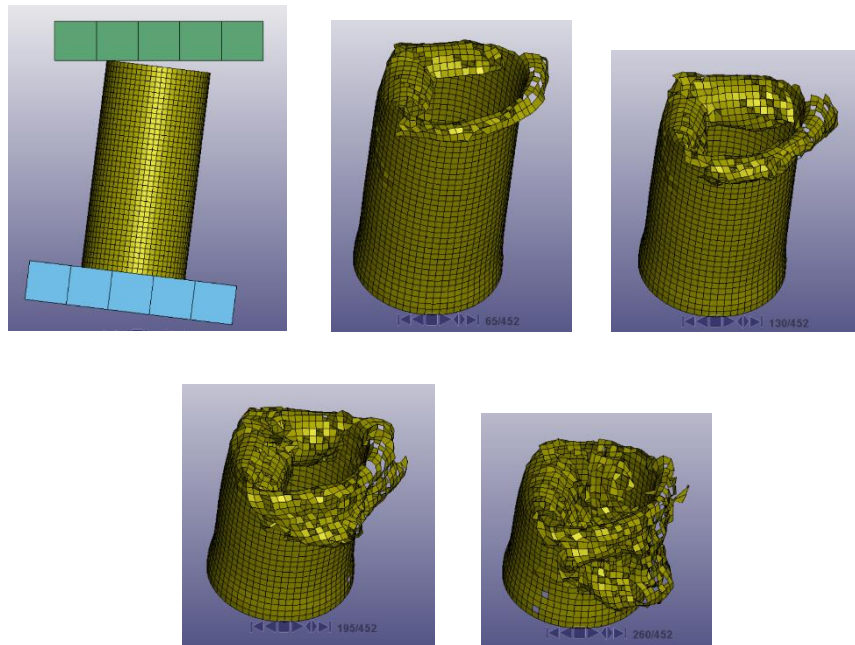
Figure 10.4

7° loading angle

The stages of collapse of the 7° loaded modelled tube are presented in Figures 10.5a - e. The loading angle is big enough for inwards and outwards bent fronds to form separately. Mainly two inwards bent fronds and a wide, initially radially expanding outwards one are formed (Figures 10.5a and b). The deleted elements between the fronds resemble the main cracks of the corresponding specimens. The two inwards bent fronds coil inside the tube. The majority of their elements are not deleted at the crash front (Figures 10.5b and c). As a result, the elements gathered inside the tube resemble the gathered material of the specimens. Figure 10.5e show that a notable number of fronds' elements has been deleted. The outwards bent frond is slightly coiling (Figure 10.5c). As the compression continues, the outwards bent frond is moving downwards, resembling the experiment (Figures 10.5d and e). A number of elements is deleted at the crash front, but this deletion does not affect the bending. Intense element deletion that leads to the deletion of a whole frond cannot be observed at the crash front (Figure 10.5e). However, at the later stages of collapse, it is evident. Almost no elements at the base of the tube are deleted, during the presented stages of collapse. The value of ENDTIM is 225.

Figure 10.6 presents the compressive load - compressive extension graph of the 7° loaded modelled tube and specimens. The totally elastic region of the modelled tube and the specimens ends at almost the same point of the curves. The load's mean value of the crash zone's plateau of the modelled tube is higher than the one of the specimens. Also, the plateau starts earlier, probably because of the fact that element deletion

of the modelled tube starts earlier than the formation of the initial cracks of the specimens. Similarly with the previous loading cases, the fluctuations of the modelled tube's curve are way more than the ones of the specimens' curves, due to the explicit solver. At the later stages of collapse the specimens' load is increased due to their densification. On the contrary, the modelled tube's load has significantly decreased during an earlier stage. This is a result of the abrupt deletion of a number of elements at the base of the tube because of the large loading angle, which subsequently results in the bending of the tube.



Figures 10.5a - e: Stages of collapse of 7° loaded model.

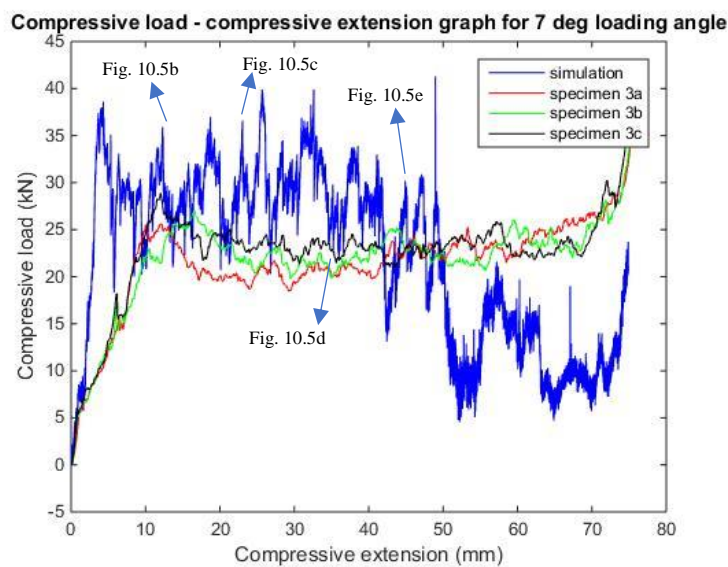
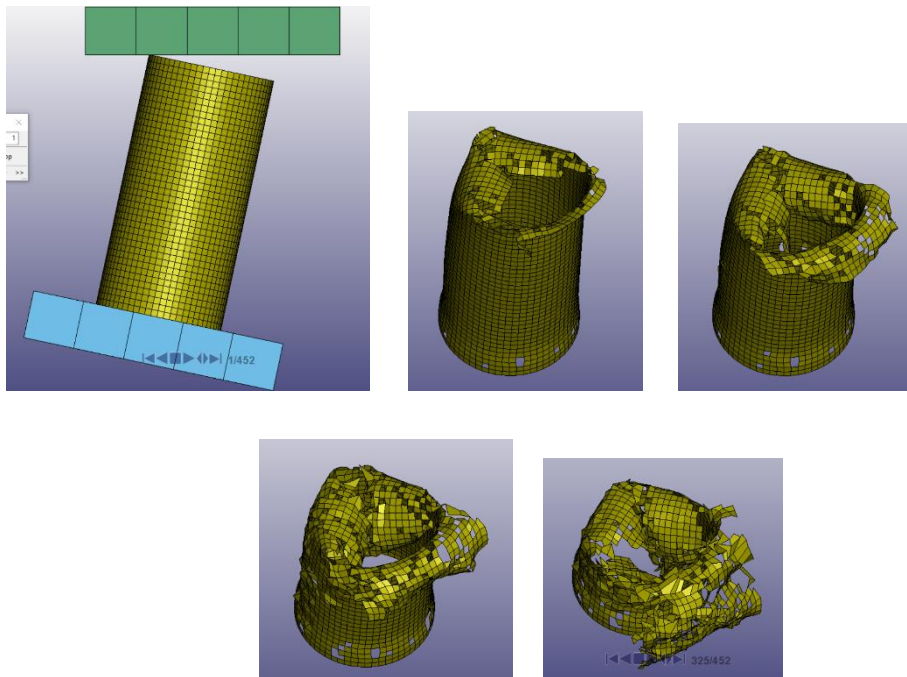


Figure 10.6

12° loading angle

The stages of collapse of the 12° loaded modelled tube are illustrated in figures 10.7a - e. Due to the large loading angle, the inwards and outwards bent fronds are separated, and resemble the fronds of the specimens. Two big and a smaller inwards bent fronds are formed. The deleted elements between the fronds resemble the main cracks of the specimens (Figure 10.7a). A small number of the elements of inwards fronds is deleted, thus the fronds continue to expand inside the tube, resembling the gathered material of the specimens (Figures 10.7b - d). The one and only outwards bent frond coil downwards, similarly to the specimens (Figure 10.7a - c). The element deletion does not affect the coiling of the fronds. However, at the later stages, element deletion of both inwards and outward bent fronds is increased (Figures 10.7d and e). The deletion of the elements tube's base is increased during the later stages of collapse (Figure 10.7e). ENDTIM's value is 210.



Figures 10.7a - e: Stages of collapse of 12° loaded model.

Figure 10.8 illustrates the compressive load - compressive extension graph of the 12° loaded modelled tube and specimens. Again, the point that is related with the end of the elastic region of each curve corresponds to the same value of compressive extension. The crash zone of the modelled tube begins earlier than of the specimens, similarly with the case of 7° loading angle. When the crash zone's plateau begins, the modelled tube's load is higher than the specimens' one, because of explicit solver. The mean value of the crash zone's load of the modelled tube is close to the ones of the specimens. However, its fluctuations are particularly intense due to the use of the explicit solver. Explicit solver results also to an increased PCF of the modelled

tube. An increase of the compressive load of the specimens during the last stages of collapse is not apparent, due to the absence of densification. Nonetheless, elements deletion of the modelled tube resulted in a decrease of its load.

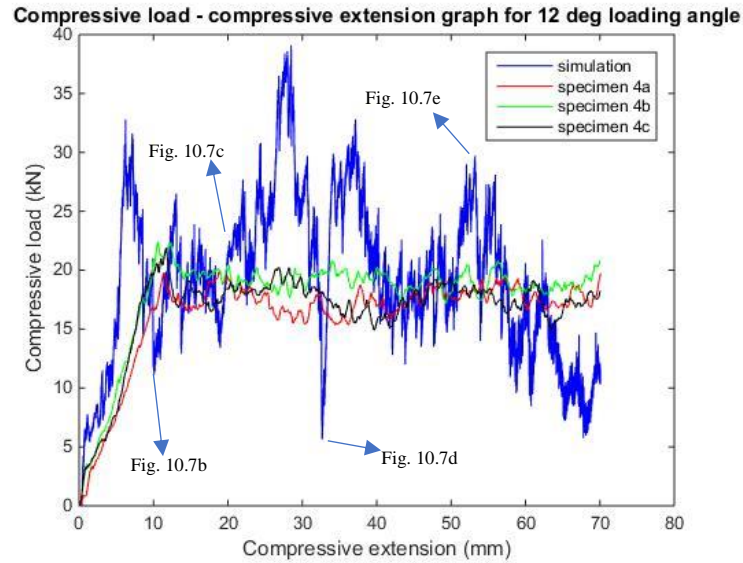
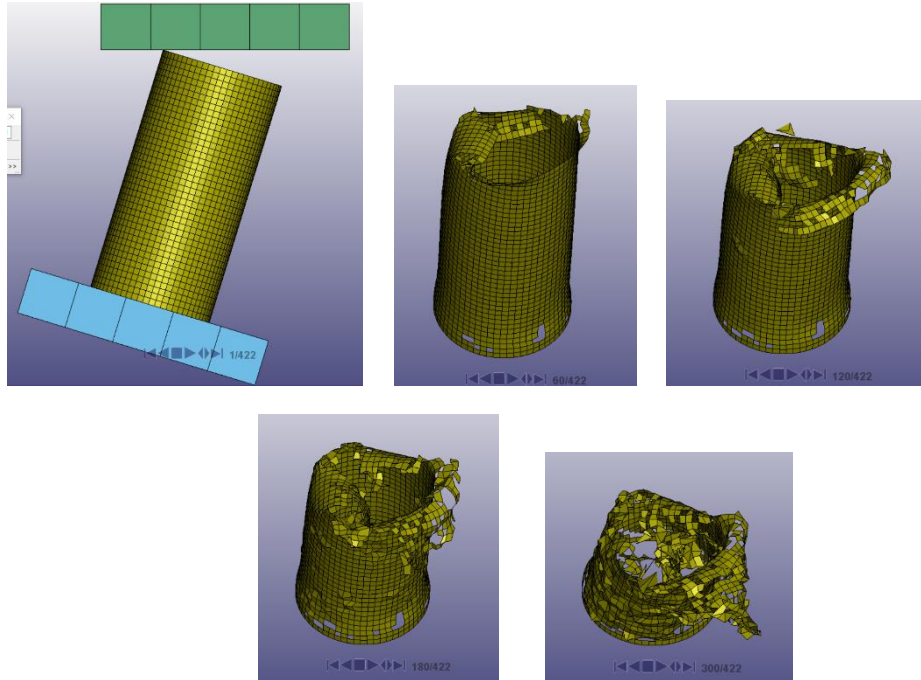


Figure 10.8

17° loading angle

Figures 10.9a - e present the stages of collapse of the 17° loaded modelled tube. The behavior of the modelled tube resembles largely the behavior of the corresponding specimens. Similarly with the previous loading cases, the large loading angle results in the formation of inwards and outwards bent fronds separately (Figure 10.9b - c). The deleted elements between the fronds resemble the main cracks that are developed on the specimens. Two large inwards bent fronds can be observed. At the earlier stages of collapse, a small number of elements is deleted (Figure 10.9b). As the compression continues, element deletion becomes extensive, affecting largely even the elements of the crash front (Figure 10.9e). A continuous outwards bent frond is evident, which, after its initial bending, coil downwards (Figures 10.9b and c). At the later stages of collapse, due to element deletion, especially at the crash front, the coiling frond resembles lamina bundles (Figure 10.9d). At the earlier stages of collapse, a small number of the elements of the tube's base had been deleted (Figure 10.9b). However, during the later stages, due to bending, the deleted elements increased (Figure 10.9e). ENDTIM's value is 210.



Figures 10.9a - e: Stages of collapse of 17° loaded model.

Figure 10.10 illustrates the compressive load - compressive extension graph of the 17° loaded modelled tube and specimens. The point of the end of the totally elastic zone of each curve corresponds to the same compressive extension. The crash zones of the modelled tube and the specimens start closely one to another, while at the crashing zone, the modelled tube's load value is close to the specimens' ones. Explicit solver results in fluctuations in the modelled tube's curve, as well as a larger PCF. The specimens are not characterized by densification. The compressive load of the modelled tube decreases significantly during the later stages of collapse, because of element deletion.

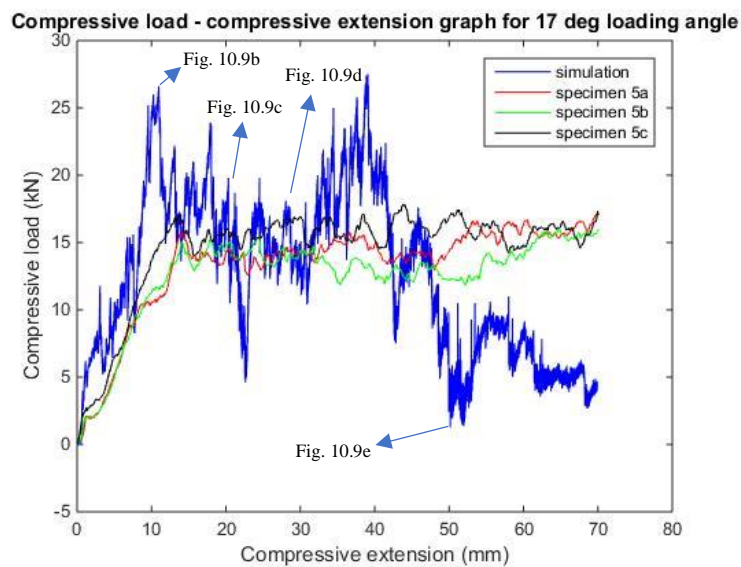
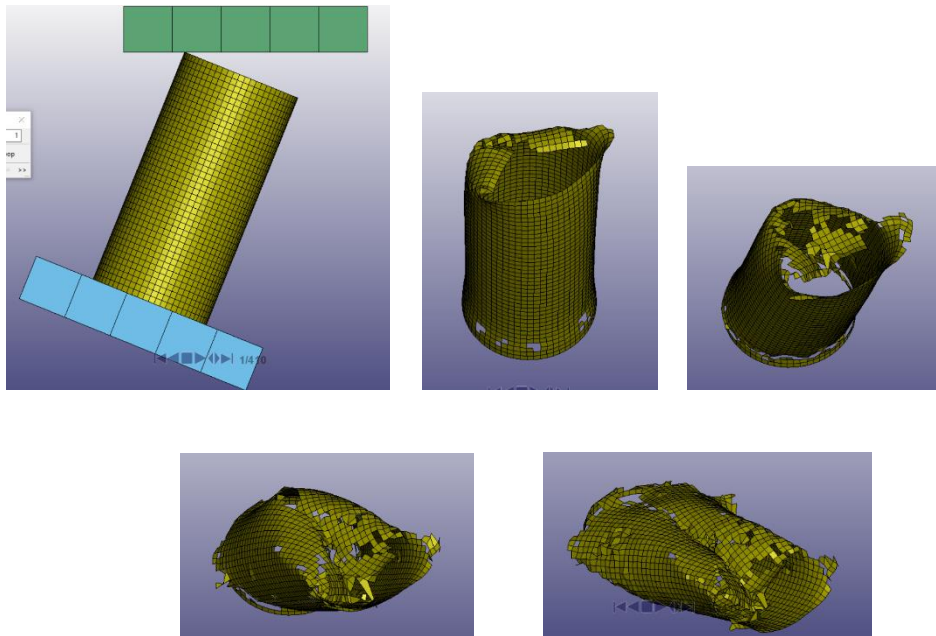


Figure 10.10

22° loading angle

The stages of collapse of the 22° loaded modelled tube are illustrated in Figures 10.11a - e. Bending is the main mechanism of collapse of the modelled tube. At the early stages of collapse, fronds begin to bend inwards and outwards of the tube (Figure 10.11b). Later, however, bending affects the majority of the tube's body and not only the crash front (Figures 10.11 d and e). As a result, element deletion close to the crash front is evident at the early stages of collapse (Figure 10.11c). During the later stages and since bending is the main mechanism of collapse, element deletion can be found mostly regarding the elements of the main crack and the ones at the base of the tube (Figure 10.11e). This is a result of the intense bending, due to the large loading angle. The value of ENDTIM is 204.



Figures 10.11a - e: Stages of collapse of 22° loaded model.

Figure 10.12 illustrates the compressive load - compressive extension curves of the 22° loaded modelled tube and specimens. Again, the point of each curve that total elastic zone end corresponds to almost the same compressive extension, while the crash zone of the modelled tube starts earlier than the crash zone of the specimens, as explained in previous loading cases. The use of explicit solver results in a high value of the modelled tube's PCF and a great number of fluctuations. The crash zone's mean load of the specimens is slightly higher than the one of the modelled tube.

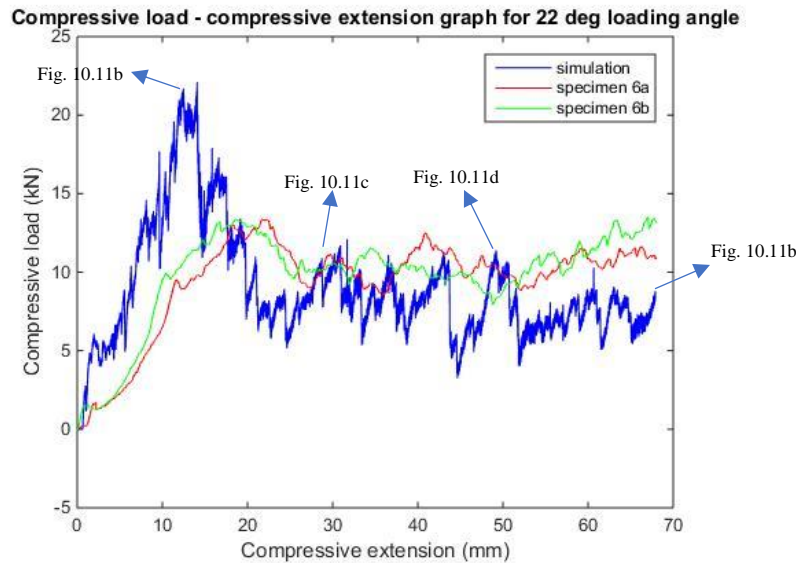


Figure 10.12

Comparison of the collapse of the specimens and the modelled tubes

The compression of the specimens and the related modelled tubes bear similarities; however, a number of differences can be observed, mainly due to one single fully - integrated shell element that was used in modelling of the tubes.

Despite element deletion, the bent lamina bundles and fronds of the specimens correspond to bundles or fronds of elements that bend inwards or outwards of the tubes of the simulation. Element deletion prevent the development of large bundles and sometimes fronds. Regardless of this, the formation of bent bundles and fronds at the crash front is evident. These bundles and fronds are later deleted, or expand, reaching a significant length. The use of one single shell element to model the tubes means that the formation of the main intrawall crack and the debris wedge and delamination cannot be simulated. As a result, each part of the modelled tubes' circumference bend only inwards or only outwards, thus mushrooming shape is not apparent. Nonetheless, the inwards bending and outwards bending and coiling of the fronds is close to the related ones of the specimens. When oblique loading is concerned (and apart from 3° loading angle), left side's bundles of the specimens and the modelled tubes bend similarly. Likewise, right side's fronds of the specimens and the modelled tubes have a similar behavior regarding bending and coiling. Especially the extension of the 22° loaded specimen's bending is simulated greatly. The main cracks between the fronds of the specimens are largely simulated as deleted elements of the modelled tubes' fronds. Despite some

minor cases of element deletion at the base of the modelled tubes, the part of them that is not close to the crash front remain largely intact, similarly with the specimens.

Therefore, it can be concluded that the collapse of the modelled tubes is accurate, especially after taking into account the one shell element technique used for the simulation of the thickness of the tubes.

Crashworthiness indicators

The crashworthiness indicators are exceptionally important in order to evaluate the crashworthiness capability of an energy absorber. In this case, also, they determine the accuracy of the numerical simulation of the compression tests that have been conducted. A numerical simulation can be considered accurate if the deviation between the crashworthiness indicators of the experiment and the ones of the simulation is less than $\pm 10\%$, especially regarding MCF, AE and SEA indicators. The essential data for the calculation and evaluation of the crashworthiness indicators were gathered by the related ASCII files. Table 12 presents the crashworthiness indicators of each simulation, the mean value of the experimental ones per loading angle as well as their deviation.

It can be observed that the deviation of MCF, AE and SEA is smaller than $\pm 10\%$. On the other hand, the deviation between the PCF values of the experiment and the simulation ranges from 16.898% (7° loading angle) to 82.676% (12° loading angle). It is important PCF to be kept under a threshold, in order vehicle safety to be maintained. Similarly, as in the experimental procedure, PCF of an axially loaded crash tube is characterized by a far bigger value than any case of oblique loading. In particular, the PCF of the axially loaded crash box is 91.100 kN. It should be mentioned that such a deviation in PCF is expected, because of explicit solver, as well as the use of one - shell element technique in order to represent the crash box's thickness. In addition, regarding the specimens, imperfections of the material make the collapsing conditions non - ideal and thus affect greatly the PCF, by reducing it. These imperfections cannot be modeled; thus, the PCF value of a simulation is higher. However, PCF is not a significant indicator, due to the fact that it does not affect the energy absorption capability of a tube. Similarly, CFE indicator is also characterized by great deviation, due to the fact that is the ratio of MCF to PCF.

Angle	PCF (kN)			MCF (kN)			AE (J)			SEA (J/g)			CFE		
	Experiment	Simulation	Deviation (%)	Experiment	Simulation	Deviation (%)	Experiment	Simulation	Deviation (%)	Experiment	Simulation	Deviation (%)	Experiment	Simulation	Deviation (%)
0°	75.160	91.100	21.205	26.308	23.900	9.1531	1705.9	1556.7	8.7459	98.043	89.633	8.5785	0.35424	0.26235	25.939
3°	39.507	54.900	38.963	24.752	25.602	3.4341	1833.1	1920.1	4.7494	91.595	96.055	4.8695	0.62753	0.46634	25.687
7°	35.330	41.300	16.898	22.148	21.984	0.7405	1644.5	1648.8	0.2617	82.180	82.585	0.4928	0.62741	0.53230	15.159
12°	21.404	39.100	82.676	17.058	18.542	8.6997	1183.9	1298.0	9.6375	63.661	69.919	9.8308	0.79762	0.47422	40.546
17°	17.025	27.500	61.527	13.641	12.425	8.9143	943.13	869.75	7.7808	50.895	47.029	7.5962	0.80085	0.45182	43.583
22°	13.440	22.100	64.435	9.692	8.904	8.1304	653.19	605.46	7.3069	36.062	33.490	7.1321	0.72107	0.40290	44.126

Table 12: Crashworthiness indicators of the numerical simulation per loading angle. The experimental values and the deviation between them is also illustrated.

The deviation of the MCF indicator ranges from 0.741% (7° loading angle) to 9.153% (0° loading angle). Similarly, the deviation of the AE is between 0.262% (7° loading angle) and 9.638% (12° loading angle), while SEA's deviation ranges from 0.493% (7° loading angle) to 9.831% (12° loading angle). It should be noted that the simulation is particularly close to the experimental results when the case of 7° loading angle is concerned. As far as the deviation of the indicators related with energy absorption is less than $\pm 10\%$, the simulation is accurate. The deviation may be a result of the existence of imperfections on the specimens used for the experiment. In addition, due to the one - shell element technique, delamination and the formation of the debris wedge cannot be simulated; this probably affects the indicators' values. Element deletion means that densification also cannot be simulated. The notable number of calibrated parameters that are responsible for the collapse remain the same when the loading angle is altered; the only change between the modelled tubes is the rotation of the tube and the bottom plate. This, along with the exceptional sensitivity of the code, may also affect the deviation.

The crashworthiness indicators of the simulation agree with the ones of the experiments. Oblique loading affects the energy absorption capability of a tube. The increase of the angle lead to a decrease of AE and SEA. Despite deviation, PCF remains far higher and CFE notably lower in case of axial loading than of oblique loading.

Critical loading angle

By taking into account the collapse of the tubes, the compressive load - compressive extension curves and the values of the crashworthiness indicators, regarding both the experiments and the simulation, it can be concluded that the critical loading angle is 12°. Critical angle is the loading angle that the collapse does not resemble the axial collapse anymore, and is replaced by bending collapse. The 12° loaded specimens (and secondly the modelled tube) are not characterized at all by a mushrooming shape, while their right side's lamina bundles have notably bent. It can be observed via the compressive load - compressive extension comparative curves of figure 6.48 that the mean load of the crashing zone of the 12° loaded specimen is remarkably less than the corresponding load of the 0°, 3° and 7° loaded specimens, meaning that it is subjected to bending collapse. The noteworthy reduction of the values of the crashworthiness indicators of both the experiments and the simulation, especially regarding MCF and SEA, contribute to the fact that the 12° loading angle is the critical angle.

Chapter Eleven: Conclusions

This present thesis examines the collapse of circular tubes subjected to quasi - static oblique loading. The mechanisms of the collapse were investigated macroscopically and stereoscopically, the crashworthiness indicators were calculated and the effectiveness of the crash tubes regarding the loading angle was determined. In addition, a numerical model in LS – DYNA was developed. The seven loading angles were 0° , 3° , 7° , 12° , 17° and 22° . The main conclusions of this thesis are presented in this chapter.

The increase of the loading angle results to alterations of the behavior of the CFRP tubes. All the specimens collapsed progressively. The mushrooming shape that characterizes specimens that collapse according to Mode I is clearly evident in the case of axial loading, while there is symmetry in the shape of the collapsed specimens. When small loading angles are concerned, in this case of 3° or 7° , the mushrooming shape is also evident, but there is no symmetry apparent due to the loading angle. Regarding larger angles, the mushrooming shape cannot be observed due to the gradual replacement of outwards coiling lamina bundles with bent ones. Bending collapse is apparent when 12° or more loaded specimens are concerned.

The crack that separates inwards from outwards bent lamina bundles, and thus the debris wedge, are affected by the loading angle. When the loading angle is 0° or 3° , the debris wedge is formed in the center of the wall thickness of the specimen, meaning that an (almost) equal number of inwards and outwards lamina bundles is formed. The increase of the loading angle has the following result: the debris wedge is formed closer to the outer surface of the specimen at its left side, and closer to the inner surface at the right side. In other words, it is formed closer to the surface that is first affected by the crashing plate. Consequently, more inwards bent lamina bundles are formed at the left side and more outwards at the right side of the specimen. When a loading angle of 12° or more degrees is concerned, the debris wedge is partially or totally absent.

The load - extension curve of an axially loaded specimen is characterized by many differences regarding the curve of an oblique loaded one. When axial loading is concerned, peak load's value is significantly higher than mean load and it is reached shortly after the beginning of the compression, due to the simultaneous development of cracks on every part of the tube's periphery. On the contrary, regarding oblique loading, cracks are formed gradually, meaning that the value of peak load is not much higher than mean load, while it is reached at the beginning of crash zone, at another point of it, or at densitification zone.

The gradual contact that the plate makes with the top of the specimen can be described at the load - extension curve as a transitional zone. This zone starts when cracks are developed at the first point of the periphery

of the specimen, which is also the first point that the crashing plate makes contact with, and thus it begins to deform plastically. The beginning of the transitional zone is related with a change in the inclination of the curve. The transitional zone ends when all the points of the periphery have started deforming plastically. When the loading angle is larger, the transitional zone is bigger.

The mechanisms related to the collapse, or at least the stereoscopically visible ones, such as cracks and delamination are developed close to the crash front. The fronds that are in contact with the crashing plate are more damaged than the rest lamina bundles due to the friction developed between the plate and the specimen. Furthermore, the inwards bent lamina bundles are more compressed than the outwards one, due to the additional compression from the rest of the specimen. Inside the tube, the material that is closer to the specimen's walls is more crashed than the material close to the center. This is a result of the additional pressure from the specimen's walls, the material above and the material from the center of the tube.

The crashworthiness indicators were used for the evaluation of the crash tubes and how the loading angle affected their effectiveness.

The Peak Crashing Force of every case of oblique loading, even the ones that PCF was found on densitification zone, is far less than the PCF of the cases of axial loading. This means that, if the PCF, and thus deceleration, is kept under a threshold in the case of axial loading, when oblique loading is concerned this threshold would not be exceeded, leading to a significant decrease of the chances of injuries or damage regarding the passengers and the cargo of a vehicle respectively. Furthermore, the values of the PCF of similar specimens subjected to axial loading have a notably greater deviation than the corresponding values of the oblique loading cases. This can be attributed to the fact that PCF is applied noticeably more instantaneously in cases of axial than of oblique loading, because of the simultaneous formation of cracks in the whole periphery of the specimen. Regarding the experimental procedure of this thesis, the PCF of a 22° loaded specimen is only 17.88% of the PCF of an axially loaded one.

The Mean Crashing Force decreases as the loading angle increases, while a higher value of it indicates a better energy absorption capability. The decline of MCF is relatively smooth due to the fact that the replacement of the outwards coiling fronds and the debris wedge by the bending of the lamina bundles is happening gradually as the loading angle increases (the first resistance mechanisms are related with a higher necessary load value applied by the crashing plate). In the set of experiments examined in the present thesis, the changes of the development of the aforementioned mechanisms are more evident between the 7° loaded specimens and the 12° loaded ones. Also, regarding axial loading, MCF is not affected by PCF, because the second one is applied instantaneously. As far as this thesis is concerned, the MCF of a 22° loaded specimen is 36.84% of the MCF of an axially loaded one.

The Absorbed Energy indicator depends on the deformation length of the crash tubes. Therefore, in cases that the specimens of a set of experiments are characterized by different deformation length, as is the case with the present thesis, AE is not a reliable indicator. It shows, however, how the increase of the loading angle leads to a decrease of a tube's crushing length, meaning that less energy can be absorbed. The Specific Energy Absorption is a more reliable indicator than AE. The increase of the loading angle results in a decrease of SEA. In particular, the SEA of a 17° loaded energy absorber is approximately 50% less than the SEA of the same energy absorber when it is axially loaded. This indicates that oblique loading, especially when large angles are concerned, results in a notable decrease of the energy absorption capability of an energy absorber. The changes of the development of the aforementioned failure mechanisms as the loading angle increases affect SEA in a similar manner as MCF. Regarding this thesis, the percentage of SEA of a 22° loaded specimen is 36.78% of SEA of an axially loaded one.

Crash Force Efficiency is one of the two most important indicators, because it represents the changes in deceleration that eventually will affect the passengers and the cargo of a vehicle, when a collision takes place, meaning that there is a lower risk of head and neck injuries. Oblique loaded crash tubes are characterized by a remarkably better CFE than axially loaded ones. This is a result of the instant applying of the PCF in cases of axial loading, as it is analyzed above. When oblique loading is concerned, a specimen's PCF may be applied during densification, affecting the CFE. The MCF of the tested specimens is relatively close compared with the notable differences among the specimens' PCF values, meaning that CFE is more depended by PCF.

In general, the values of the majority of crashworthiness indicators become less when larger loading angles are concerned. A crash tube's energy absorbing capability is decreased when the loading angle is increased, but its crash force efficiency is notably higher, while the peak crashing force is lower. The first is related with less energy absorbed, but the second with less deceleration affecting the passengers and the cargo.

The simulation developed in Ls - Dyna is in close agreement with the experiments, regarding the collapse of the crash tubes, the compressive load - compressive extension graphs and the crashworthiness indicators.

In particular, the formation of the modelled tubes' fronds during their collapse and the bending of them resemble greatly the corresponding mechanisms that were developed at the specimens of the experimental procedure during their compression. Apart from the loading case of 3°, the extent of the loading angle's effect on the specimens' collapse is accurately depicted on the modelled tubes' collapse. In case of 22° loading, the bending of the tubes is notably extended, regarding both the specimens and the modelled tube. The main cracks developed in specimens can be depicted as deleted elements between the fronds of the modelled tubes.

The load - extension curves of the simulation bear many similarities with the curves of the experiment, despite a number of differences that can be observed. The curves' shape is similar, including the transitional zone and the crash zone's plateau. The modelled tubes' load values at the aforementioned plateau are also close to the ones of the specimens. An enhanced number of fluctuations regarding the modelled tubes' curves can be observed, as well as some locally increased load values, which are expected, mostly due to the use of the explicit solver.

The deviation of the crashworthiness indicators of MCF, AE and SEA is less than $\pm 10\%$, meaning that the simulation is accurate, especially when the 7° loading angle is concerned. The increase of the loading angle results in a decrease of the values of the aforementioned indicators, and therefore the energy absorption capability of a tube. On the contrary, the deviation of the PCF indicator's values is notably large. The explicit solver, the one shell element technique for modelling the tube, and the simulation's ideal conditions are the reasons behind this. This deviation was therefore expected, while it is proved that the aforementioned technique is not suitable for the calculation of the PCF.

The critical angle than the tubes are not subjected to progressive collapse anymore but to bending collapse is 12° . The 12° loaded specimens are not characterized by a mushrooming shape, while the bending of them is extensive. In addition, the values of MCF and SEA are notably less than the corresponding values of the 7° loaded specimens.

Overall, oblique loading affects the crashworthiness of a tube. As the loading angle increases, and especially when it is 12° or more, the energy absorption capability of the tubes is decreased. Bending becomes more evident and gradually dominates over other energy absorbing mechanisms of the tube, such as the formation and movement of debris wedge, which finally becomes absent. There is a transitional zone at the compressive load - compressive extension graph of oblique loaded specimens, which corresponds to the gradual contact made between the crushing plate and the tube's apex. A large loading angle is related with less changes in deceleration, meaning that there is a lower risk of head and neck injuries of a vehicle's occupant.

Chapter Twelve: Future Work

During the procedure of conducting this thesis, a number of ideas were raised regarding further research of the issue of the behavior of specimens subjected to quasi - static oblique compression. Some of the suggestions are related with the investigation of crash tubes characterized by different experimental parameters, while others focus on the numerical simulation of the experiment. The research on oblique compression of crash tubes is a significant area due to its application on the case of vehicle collision, while the lack of studies means that thorough investigation has to be made.

Different types of crash tubes could be tested. In this way, the efficiency and the absorbed energy of different types of composite crash tubes could be determined, as well as how they collapse when they are subjected to multiple angle cases of oblique loading. The number of plies, as well as their stacking could vary. Specimens with different types of fabric direction could be tested; they may be constituted of only 0° - 90° unidirectional fabrics or only woven ones. Combinations of 45° unidirectional fabrics could be taken into account. Triggered specimens can also be tested in order to determine how triggering is affected by changes in the loading angle. Moreover, specimens of different length and geometry could be tested. Other experimental techniques could be used such as drop - hammer machine or split - Hopkinson pressure bar for investigating dynamic oblique loading.

A microscopic analysis of the collapsed specimens could give a better insight into the mechanisms that rule the collapse, such as the crack propagation. This analysis could also investigate the debris wedge and determine how the loading angle affects its position in the tube's wall, its inclination and its propagation.

Regarding the LS - DYNA simulation, a more detailed model could be developed. Each material layer could be modelled separately. The connection between them can be done by using the TIEBREAK_CONTACT option. This model could be able to simulate delamination and result in more accurate values of PCF. A denser mesh would also provide more accurate results. Such a model was not able to be developed during the course of this present thesis due to computational and time restrictions.

References

1. B. A. Constantin, D. Iozsa and G. Fratila (2016). *Studies about the Behavior of the Crash Boxes of a Car Body*. Materials Science and Engineering 160.
2. A. G. Mamalis, D. E. Manolakos, M. B. Ioannidis, D. G. Chronopoulos and P. K. Kostazos (2009). *On the crashworthiness of composite rectangular thin - walled tubes internally reinforced with aluminum or polymeric foams: Experimental and numerical simulation*. Composite Structures 89, pages 416 - 423.
3. Hull D. (1991). *A unified approach to progressive crushing of fibre-reinforced composite tubes*. Composites Sci Tech, 40, 377-421.
4. A. G. Mamalis, D. E. Manolakos G. A. Demosthenous and M. B. Ioannidis (1996). *The static and dynamic axial crumbling of thin - walled fiberglass composite square tubes*. Composites Part B 28B, pages: 439 - 451.
5. A. G. Mamalis, D. E. Manolakos, M. B. Ioannidis and D. P. Papapostolou (2004). *Crashworthy characteristics of axially statically compressed thin - walled square CFRP composite tubes: experimental*. Composite Structures 63, pages: 347 - 360.
6. A. G. Mamalis, D. E. Manolakos, M. B. Ioannidis and D. P. Papapostolou (2005). *On the response of thin - walled CFRP composite tubular components subjected to static and dynamic axial compressive loading: experimental*. Composite Structures 69, pages: 407 - 420.
7. Jiancheng Huang and Xinwei Wang (2009). *Numerical and experimental investigations on the axial crushing response of composite tubes*. Composite Structures 91, pages 222 - 228.
8. A. G. Mamalis, D. E. Manolakos, M. B. Ioannidis and D. P. Papapostolou (2006). *The static and dynamic axial collapse of CFRP square tubes: Finite element modelling*. Composite Structures 74, pages: 213 - 225.
9. M. R. Bambach, M. Elchalakani and X. L. Zhao (2009). *Composite steel - CFRP SHS tubes under axial impact*. Composite Structures 87, pages: 282 - 292.
10. Jovan Obradovic, Simonetta Boria and Giovanni Belingardi (2012). *Lightweight design and crash analysis of composite frontal impact energy absorbing structures*. Composite Structures 94, pages: 423 - 430.
11. Guohua Zhu, Guangyong Sun, Hang Yu, Shunfeng Li and Qing Li (2018). *Energy absorption of metal, composite and metal / composite hybrid structures under oblique crashing loading*. International Journal of Mechanical Sciences, pages: 458 - 483.

12. Fauzan Djamaluddin, Shahrum Abdullah, Ahmad K. Ariffin and Zulkifli M. Nopiah (2016). *Finite element analysis and crashworthiness optimization of foam - filled double circular under oblique loading*. Latin America Journal of Solids and Structures.
13. Fauzan Djamaluddin, Shahrum Abdullah, Ahmad Kamal Ariffin and Zulkifli Mohd. Nopiah (2019). *Optimization and validation of full and half foam filled double circular tube under multiple load cases*. International Journal of crashworthiness Vol. 24, No. 4, pages 389 - 398.
14. Shivdayal Patel, Venkata Ravi Vusa and C. Guedes Soares (2019). *Crashworthiness analysis of polymer composites under axial and oblique impact loading*. International Journal of Mechanical Sciences 156, pages 221 - 234.
15. Chukwuemeke William Isaac (2020). *Crashing response of circular thin - walled tube with non - propagating crack subjected to dynamic oblique impact loading*. International Journal of Protective Structures, Vol. II (I), pages: 41 - 68.
16. Hongyong Jiang and Yiru Ren (2019). *Crashworthiness and failure analysis of steeple - triggered hat - shaped composite structure under the axial and oblique crashing load*. Composite Structures 229.
17. Guangyong Sun, Xiao Guo, Shunfeng Li, Dong Ruan and Qing Li (2020). *Comparative study on aluminum/GFRP/CFRP tubes for oblique lateral crashing*. Thin - Walled Structures 152.
18. Dirk H. and J. A. Lukaszewicz (2013). *Advanced Composite Materials for Automotive Applications: Structural Integrity and Crashworthiness - Chapter 5: Automotive Composite Structures for Crashworthiness*. Wiley, Hoboken, NJ, USA.
19. netcomposites.com
20. compositeslab.com

Bibliography

English Bibliography

Włodzimierz Abramowicz and Norman Jones (1984). *Dynamic Axial Crushing of Square Tubes*. International Journal of Impact Engineering vol 2, no 2, pages 179 - 208.

Włodzimierz Abramowicz and Norman Jones (1984). *Dynamic Axial Crushing of Circular Tubes*. International Journal of Impact Engineering vol 2, no 3, pages 263 - 281.

G. Abu - Farsakh (1989). *New material models for nonlinear stress - strain behaviour of composite structure*. Composites, vol 20, no 4, pages 349 - 360.

A. G. Mamalis, M. Robinson, D. E. Manolakos, G. A. Demosthenous, M. B. Ioannidis & J. Carruthers (1997). *Crashworthy Capability of Composite Material Structures*. Composite Structures 37, pages 109 - 134.

JJ Carruthers, AP Kettle and AM Robinson (1998). *Energy absorption capability and crashworthiness of composite material structures: A review*. Applied Mechanics Reviews vol 51, no 10.

K. Schweizerhof, K. Weimar, Th. Münz, Th. Rottner (1998). *Crashworthiness Analysis with Enhanced Composite Material Models in LS-DYNA - Merits and Limits*. LS-DYNA World Conference.

Health Hazards of Combustion Products from Aircraft Composite Materials (1998). U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, USA.

Guoxing Lu and Tongxi Yu (2003). *Energy absorption of structures and materials*. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, England.

Dimitrios Papapostolou (2005). *Finite element modelling of the static axial compression and impact testing of square CFRP tubes in LS-DYNA3D*. 5th European LS-DYNA Users Conference, Birmingham.

Ramon-Villalonga L., Enderich Th. (2007). *Advanced simulation techniques for low-speed vehicle impact*. Adam Opel GmbH, LS-DYNA Anwenderforum, Frankenthal, Germany.

Paolo Feraboli, Bonnie Wade, Francesco Deleo, Mostafa Rassaian, Mark Higgins, Alan Byar (2011). *LS-DYNA MAT54 modeling of the axial crushing of a composite tape sinusoidal specimen*. Composites: Part A 42, pages 1809 - 1825.

Fatih Dogan, Homayoun Hadavinia, Todor Donchev, Prasannakumar S. Bhonge (2012). *Delamination of impacted composite structures by cohesive zone interface elements and tiebreak contact*. Central European Journal of Engineering 2 (4), pages 612 - 626.

Priyanjali Chatla (2012). *LS - DYNA for crashworthiness of composite structures*. Thesis, University of Cincinnati.

André Haufe, Karl Schweizerhof, Paul DuBois (2013). *Properties & Limits: Review of Shell Element Formulations*. Developer Forum 2013, 24th September, Filderstadt, Germany.

A.F. Johnson, R.S. Thomson, M. David, M.W. Joosten (2014). *Polymer Composites in the Aerospace Industry. Chapter 10: Design and testing of crashworthy aerospace composite components*. Woodhead Publishing, Sawston, Cambridge, UK.

William D. Callister, Jr. and David G. Rethwisch (2015). *Materials Science and Engineering (SI Version), 9th Edition*. Tziola Publications, Thessaloniki, Greece.

Isabel Duarte, Matej Vesenjak, Lovre Krstulovic - Opara, Zoran Ren (2015). *Static and Dynamic Axial Crush Performance of In - Situ Foam - Filled Tubes*. Composite Structures 124, pages 128 - 139.

Jianguang Fang, Guangyong Sun, Qing Li (2015). *Crashworthiness simulation of multi-cell tubes under oblique impact loads*. ICCM2015, 14 - 17th July, Auckland, NZ.

Tan Sze Pei, Siti Nadiah bt. Mohd Saffe, Siti Aishah bt Rusdan & Nurul Nadiah bt Nor Hamran (2017). *Oblique Impact on Crashworthiness: Review*. International Journal of Engineering and Sciences (IJETS), Vol. 8 (1).

Ever J. Barbero (2018). *Composite Materials Design, Third Edition*. CRC Press, Boca Raton, Florida, USA.

Holm Altenbach, Johannes Altenbach and Wolfgang Kissing (2018). *Mechanics of Composite Structural Elements, Second Edition*. Springer, Berlin/Heidelberg, Germany.

LS - DYNA KEYWORD USER'S MANUAL VOLUMES I, II & III. LS - DYNA R11 (2018). LIVERMORE SOFTWARE TECHNOLOGY CORPORATION.

T300 Standard Modulus Carbon Fiber Data Sheet (2018). Toray Composite Materials America, Inc.

N. A. Z. Abdullah, M.S. M. Sani, M. S. Salwani and N. A. Husain (2020). *A review on crashworthiness studies of crash box structure*. Thin - Walled Structures 153.

Protesilaos K. Kostazos, Stavros S.A. Lykacos, Panagiotis - Aristotelis E. Kyritsis, Dimitrios E. Manolakos (2021). *Quasi-static axial crushing of multi-walled (spiral) aluminium tubes fabricated by roll bending: Experimental and numerical investigation*. Thin - Walled Structures 159.

Stavros S. A. Lykacos, Protesilaos K. Kostazos, Odysseas-Vasilios Venetsanos and Dimitrios E. Manolakos (2021). *Crashworthiness Performance of Aluminium, GFRP and Hybrid Aluminium/GFRP Circular Tubes under Quasi-Static and Dynamic Axial Loading Conditions: A Comparative Experimental Study*. Dynamics 2021, 1, pages 22 - 48.

Bonnie Wade, Paolo Feraboli and Morgan Osborne. *Simulating laminated composites using LS - DYNA material model MAT54 part I: [0] and [90] ply single - element investigation*.

Galal Mohamed. *Introduction to Composites Modelling in LS - DYNA*. Presentation.

Greek Bibliography

Γιώργος Παπανικολάου και Διονύσης Μουζάκης (2007). *Σύνθετα Υλικά*. Εκδόσεις Κλειδάριθμος, Αθήνα.

Κωνσταντίνος Γ. Μπέλτσιος (2018). *Επιστήμη και Τεχνολογία των Σύνθετων Υλικών*. Εκδόσεις Τζιόλα, Θεσσαλονίκη.

Δημήτριος Μανωλάκος. *Παρουσιάσεις μαθήματος «Εισαγωγή στη Θεωρία και Τεχνολογία των Σύνθετων Υλικών»*. Παρουσιάσεις, Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο, Αθήνα.

Βενετσάνος Βασίλειος Οδυσσέας (2018). *Πειραματική Διερεύνηση Διπλοκέλυφου Συστήματος Απορρόφησης Ενέργειας Έναντι Κρουστικής Φόρτισης*. Μεταπτυχιακή Διπλωματική Εργασία. Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο, Αθήνα.

Χατζηγιωάννου Φίλιππος (2021). *Διερεύνηση της συμπεριφοράς έναντι καταστροφικής καταπόνησης λεπτότοιχων δομικών στοιχείων προφίλ αλουμινίου*. Μεταπτυχιακή Διπλωματική Εργασία. Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο, Αθήνα.

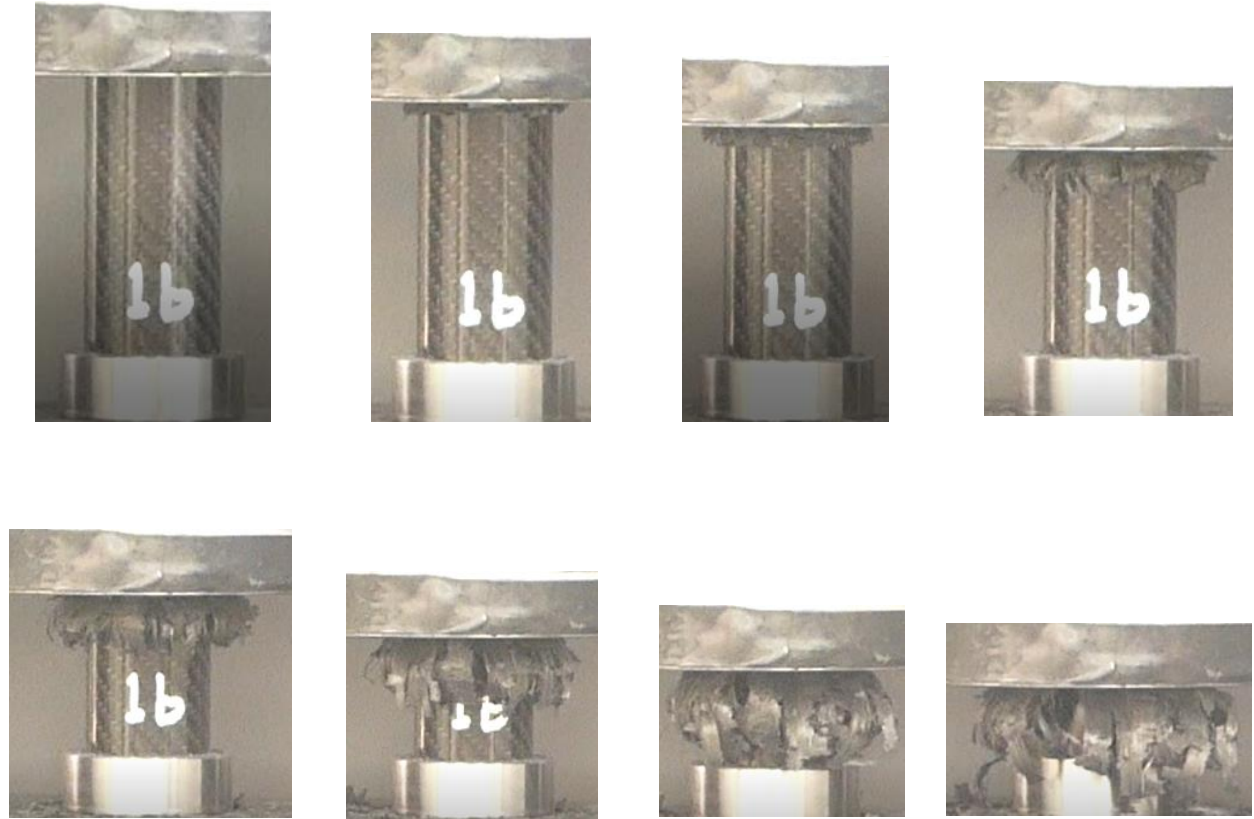
Σημειώσεις Ls - Dyna.

Ελληνική Στατιστική Αρχή. Στατιστικά στοιχεία σχετικά με τα τροχαία ατυχήματα στην Ελλάδα.

Appendix A

This section presents the experimental results, namely the stages of the collapse, the images of the resulting specimens, and the compressive load - compressive extension and compressive stress - compressive strain diagrams, regarding the rest of the specimens, whose data have not been presented above.

Specimen 1b



Figures A.1a - h: Stages of collapse of tube 1b



Figure A.2: Front view of collapsed tube 1b



Figure A.3: Top view of collapsed tube 1b



Figure A.4: Bottom view of collapsed tube 1b

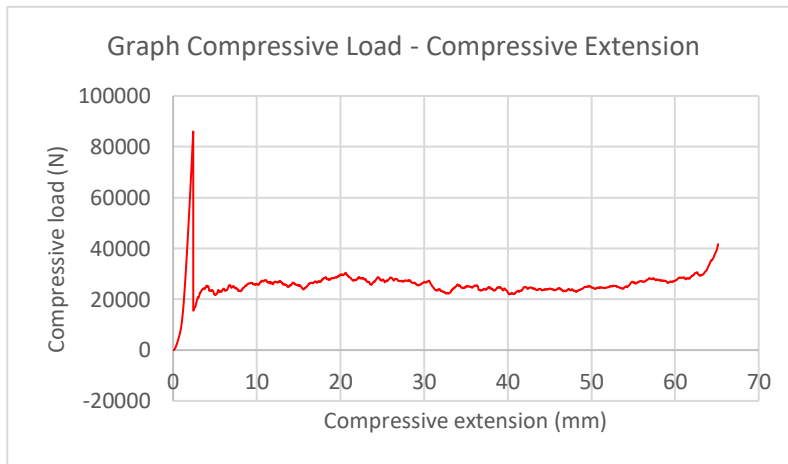


Figure A.5: Compressive load – compressive extension graph for tube 1b

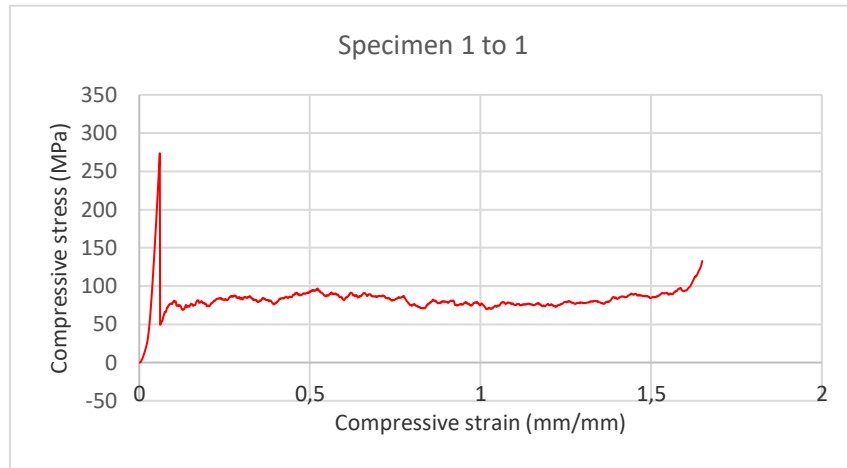
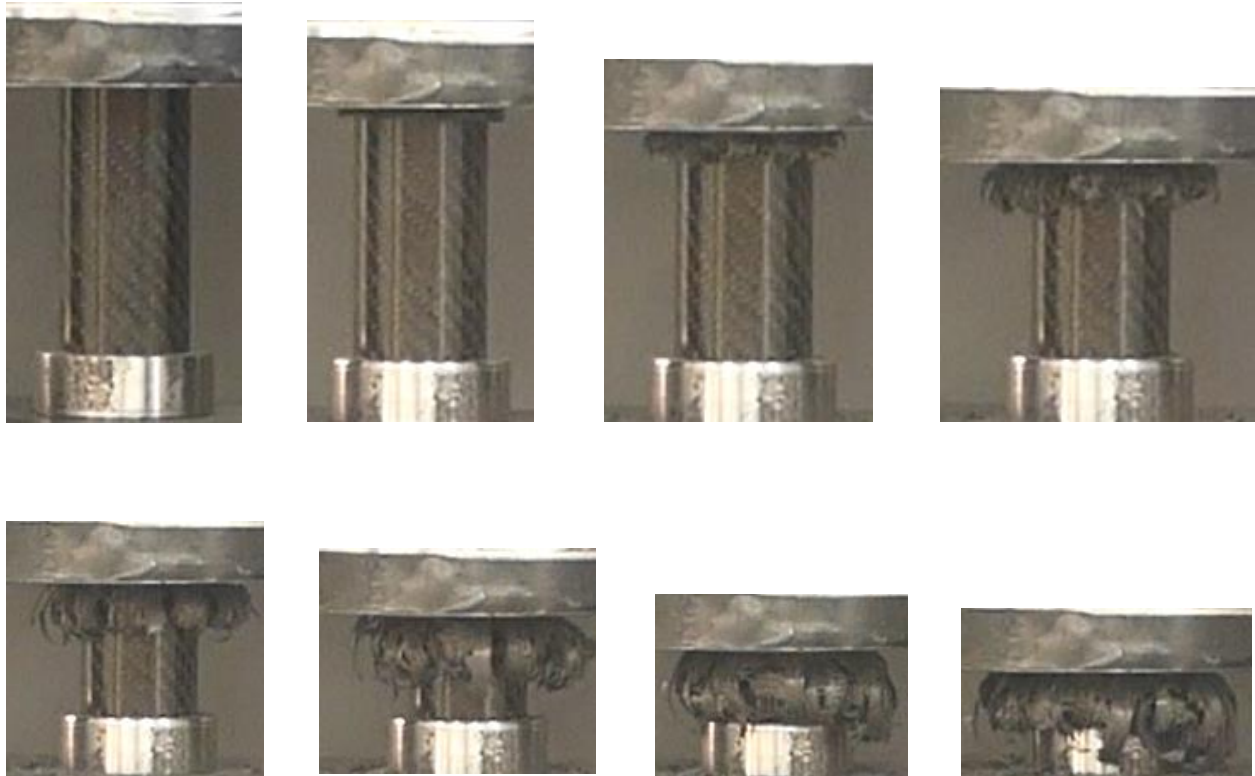


Figure A.6: Compressive stress – compressive strain graph for tube 1b

Specimen 1c



Figures A.7a- h: Stages of collapse of tube 1c



Figure A.8: Front view of collapsed tube 1c



Figure A.9: Top view of collapsed tube 1c



Figure A.10: Bottom view of collapsed tube 1c

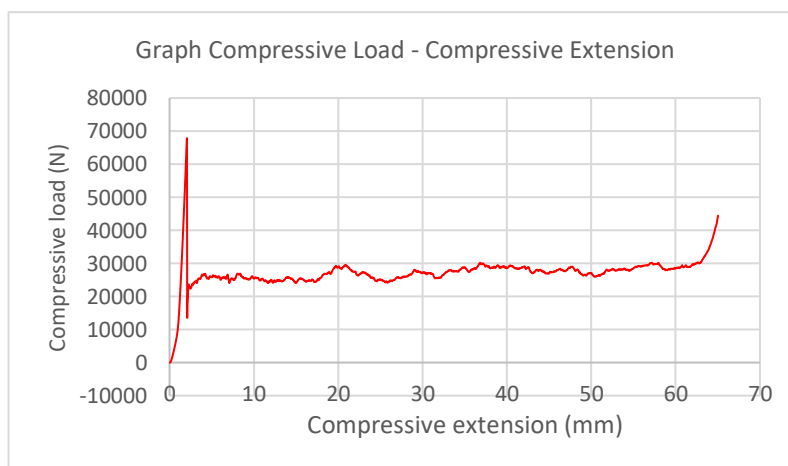


Figure A.11: Compressive load – compressive extension graph for tube 1c

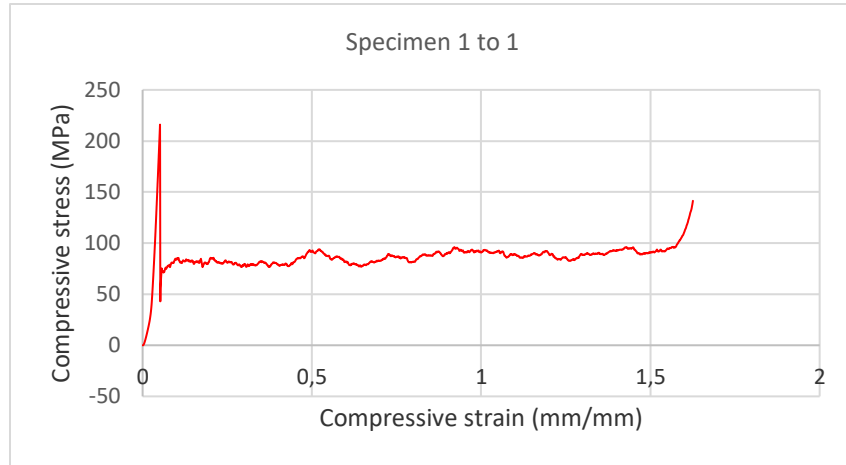
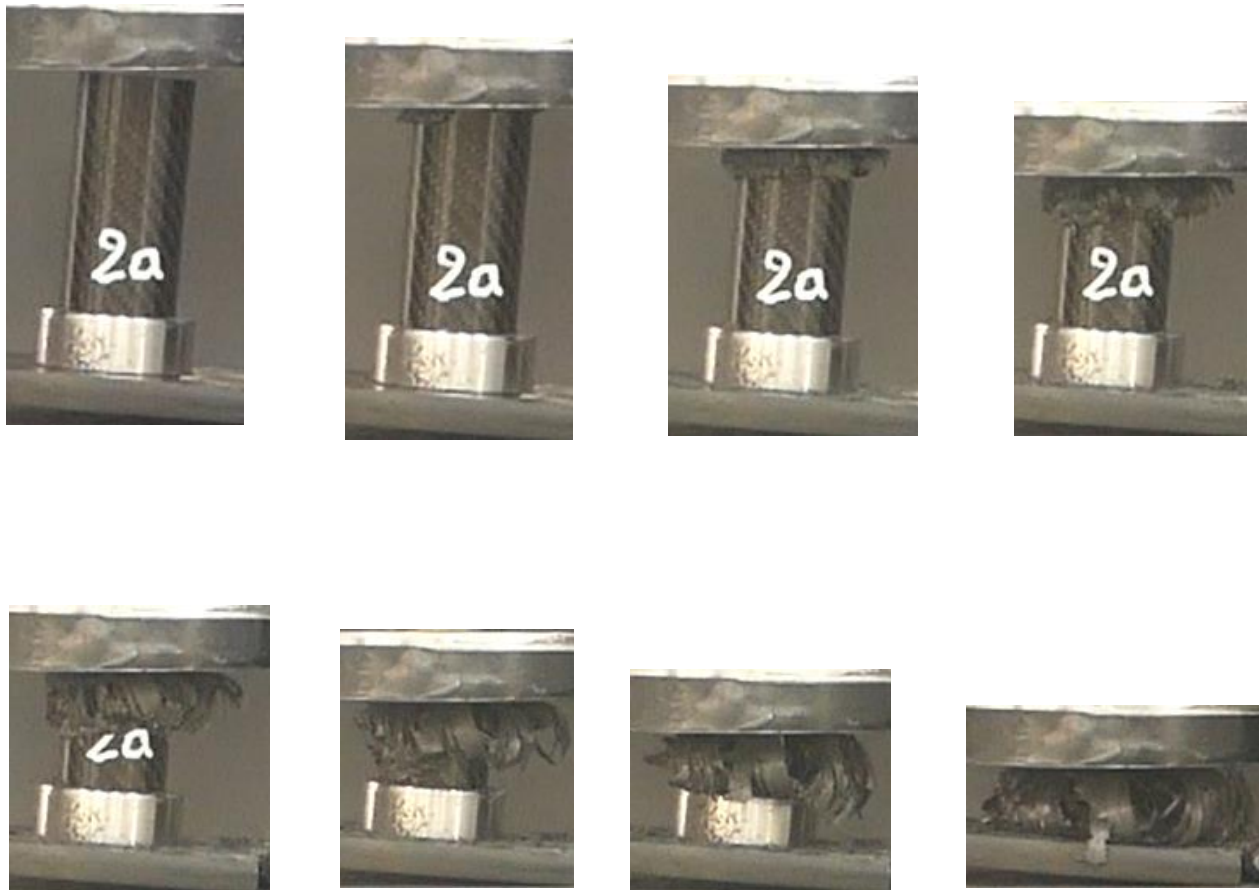


Figure A.12: Compressive stress – compressive strain graph for specimen 1c

Specimen 2a



Figures A.13a - h: Stages of collapse of tube 2a



Figure A.14: Front view of collapsed tube 2a



Figure A.15: Top view of collapsed tube 2a



Figure A.16: Right view of collapsed tube 2a



Figure A.17: Bottom view of collapsed tube 2a



Figure A.18: Left view of collapsed tube 2a

Graph Compressive Load - Compressive Extension

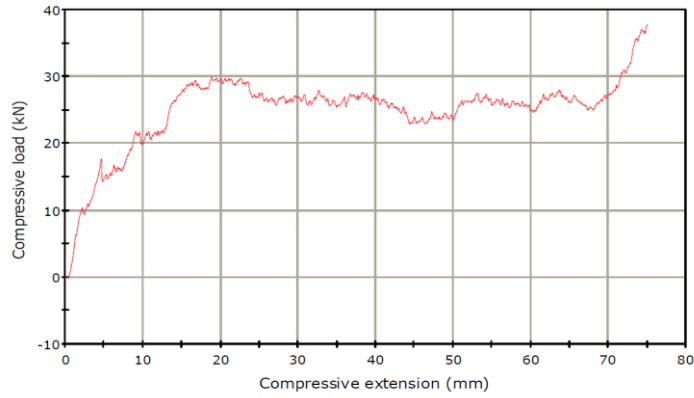


Figure A.19: Compressive load - compressive extension graph for tube 2a

Specimen 1 to 1

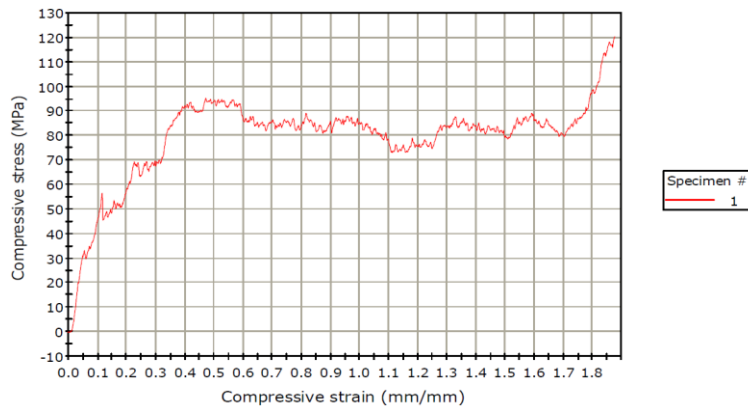
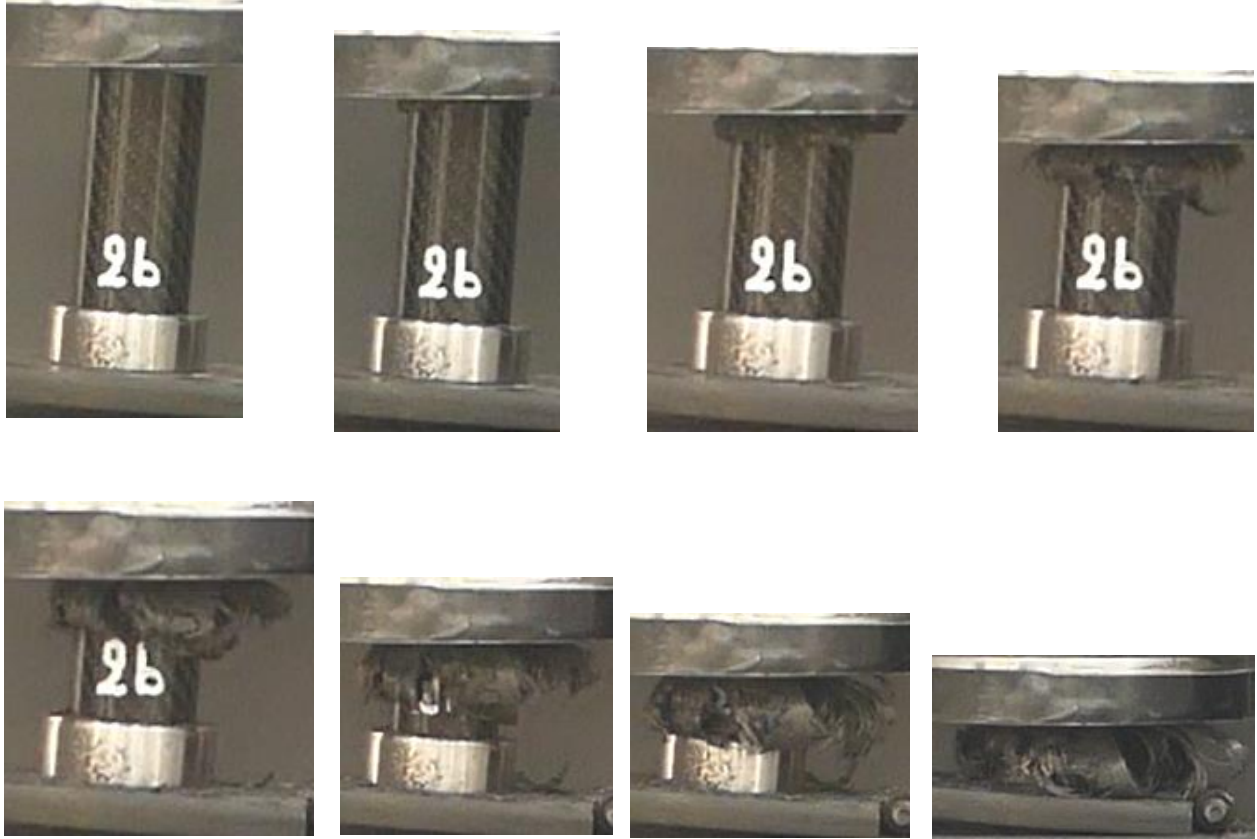


Figure A.20: Compressive stress – compressive strain graph for tube 2a

Specimen 2b



Figures A.21a - h: Stages of collapse of tube 2b



Figure A.22: Front view of collapsed tube 2b



Figure A.23: Top view of collapsed tube 2b



Figure A.24: Left view of collapsed tube 2b



Figure A.25: Bottom view of collapsed tube 2b



Figure A.26: Right view of collapsed tube 2b

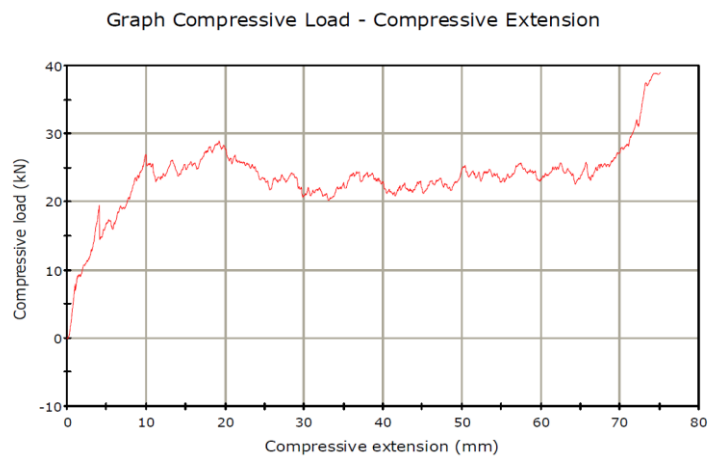


Figure A.27: Compressive load - compressive extension graph for tube 2b

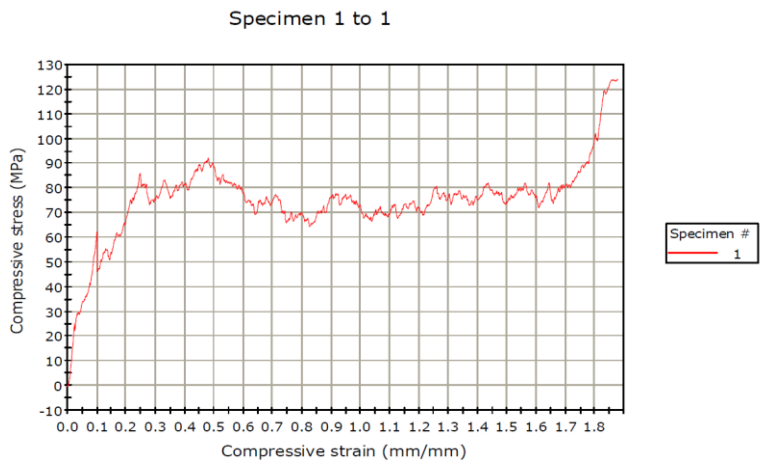
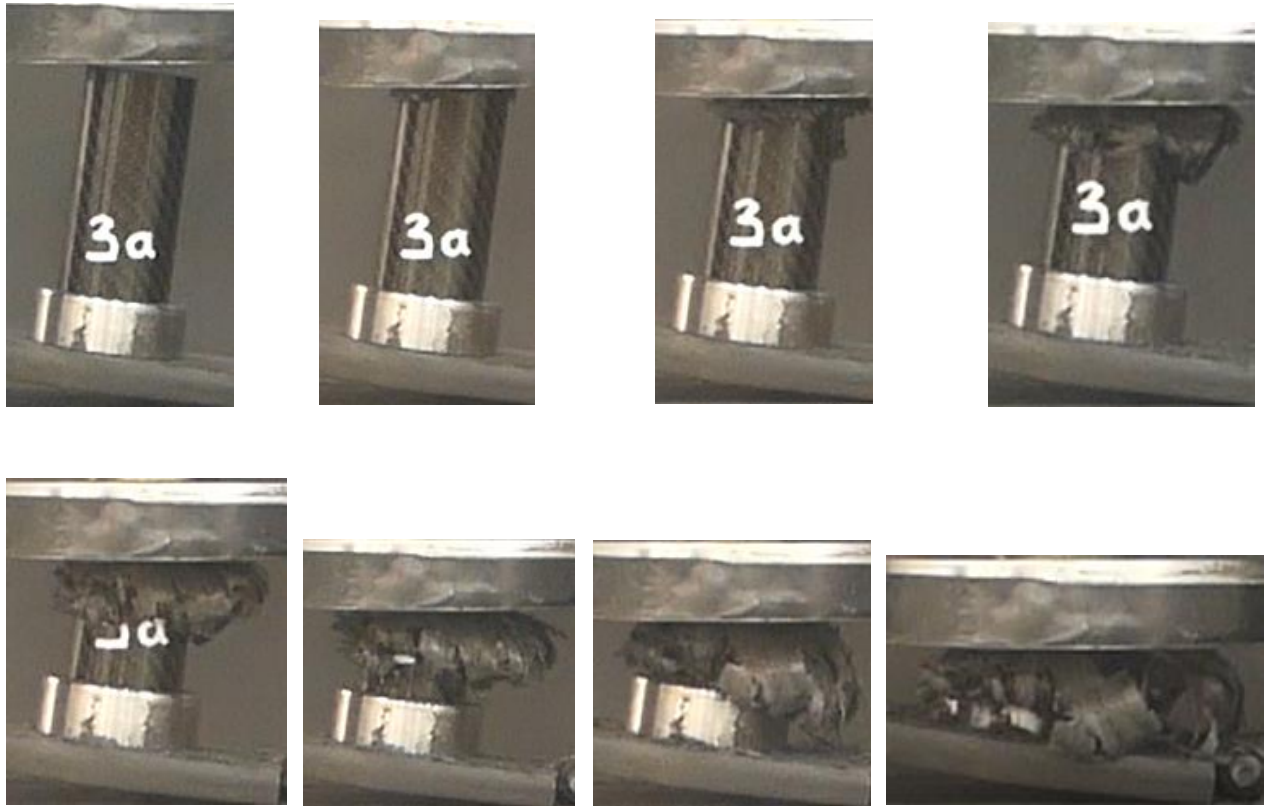


Figure A.28: Compressive stress – compressive strain graph for tube 2b

Specimen 3a



Figures A.29a - h: Stages of collapse of tube 3a



Figure A.30: Front view of collapsed tube 3a



Figure A.31: Top view of collapsed tube 3a



Figure A.32: Left view of collapsed tube 3a



Figure A.33: Bottom view of collapsed tube 3a



Figure A.34: Right view of collapsed tube 3a

Graph Compressive Load - Compressive Extension

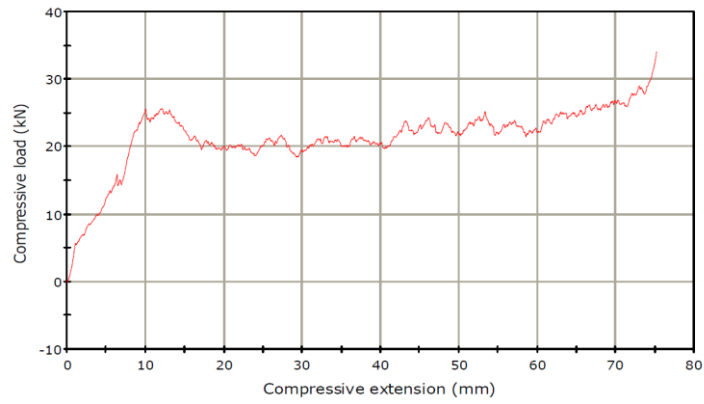


Figure A.35: Compressive load - compressive extension graph for tube 3a

Specimen 1 to 1

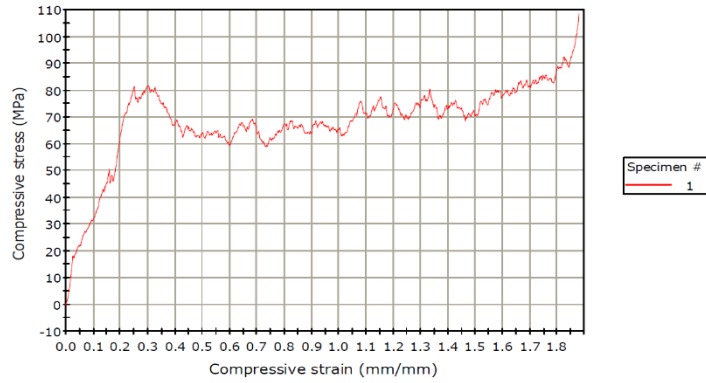
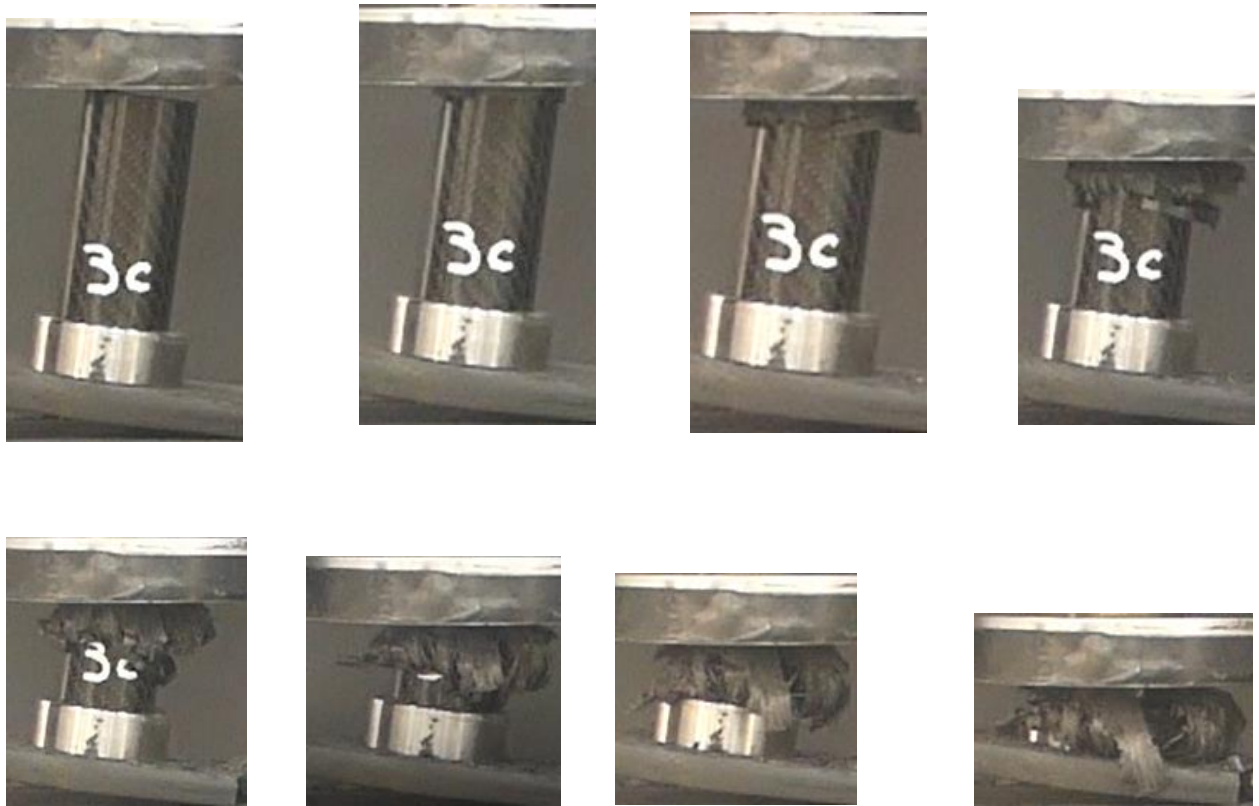


Figure A.36: Compressive stress – compressive strain graph for tube 3a

Specimen 3c



Figures A.37a -h: Stages of collapse of tube 3c



Figure A.38: Front view of collapsed tube 3c



Figure A.39: Top view of collapsed tube 3c

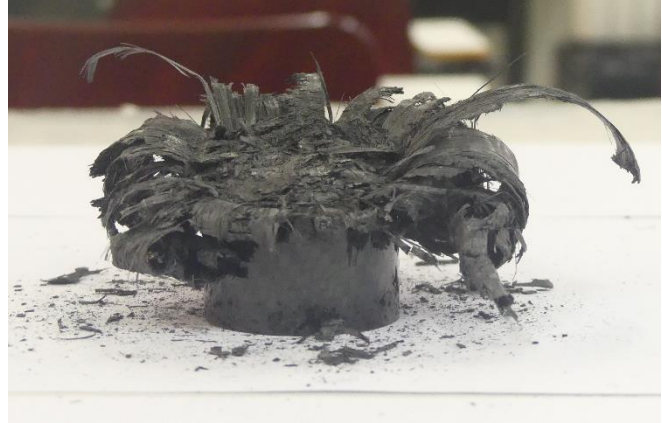


Figure A.40: Left view of collapsed tube 3c



Figure A.41: Bottom view of collapsed tube 3c



Figure A.42: Right view of collapsed tube 3c

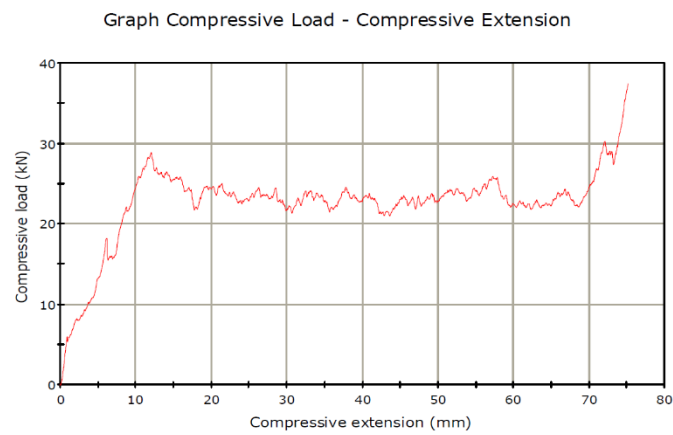


Figure A.43: Compressive load - compressive extension graph for tube 3c

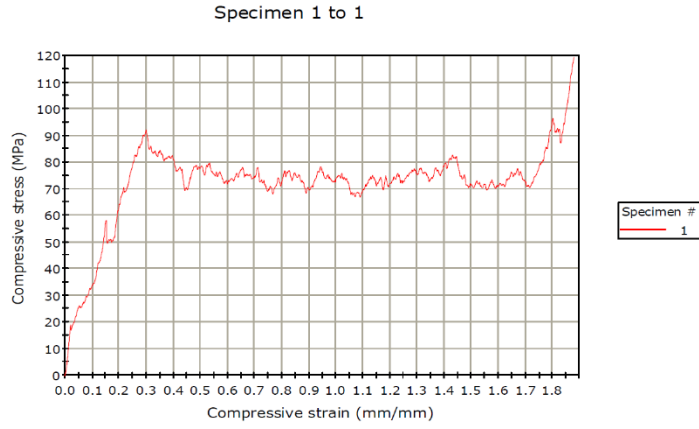


Figure A.44: Compressive stress – compressive strain graph for tube 3c

Specimen 4a



Figures A.45a -h: Stages of collapse of tube 4a



Figure A.46: Front view of collapsed tube 4a



Figure A.47: Top view of collapsed tube 4a



Figure A.48: Left view of collapsed tube 4a



Figure A.49: Bottom view of collapsed tube 4a



Figure A.50: Right view of collapsed tube 4a

Graph Compressive Load - Compressive Extension

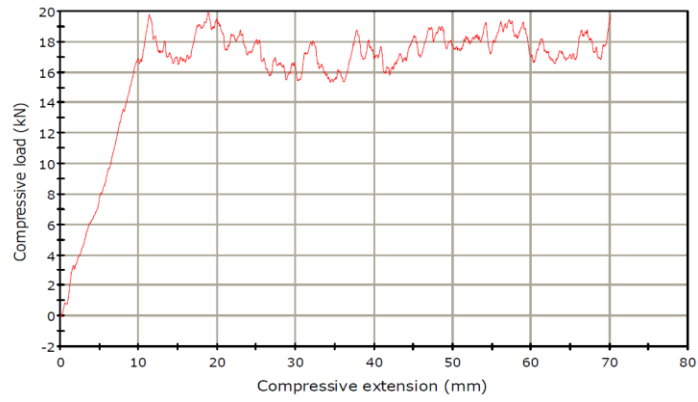


Figure A.51: Compressive load - compressive extension graph for tube 4a

Specimen 1 to 1

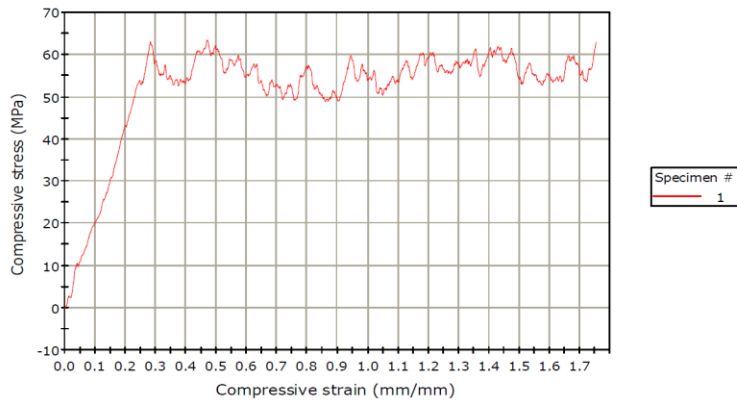
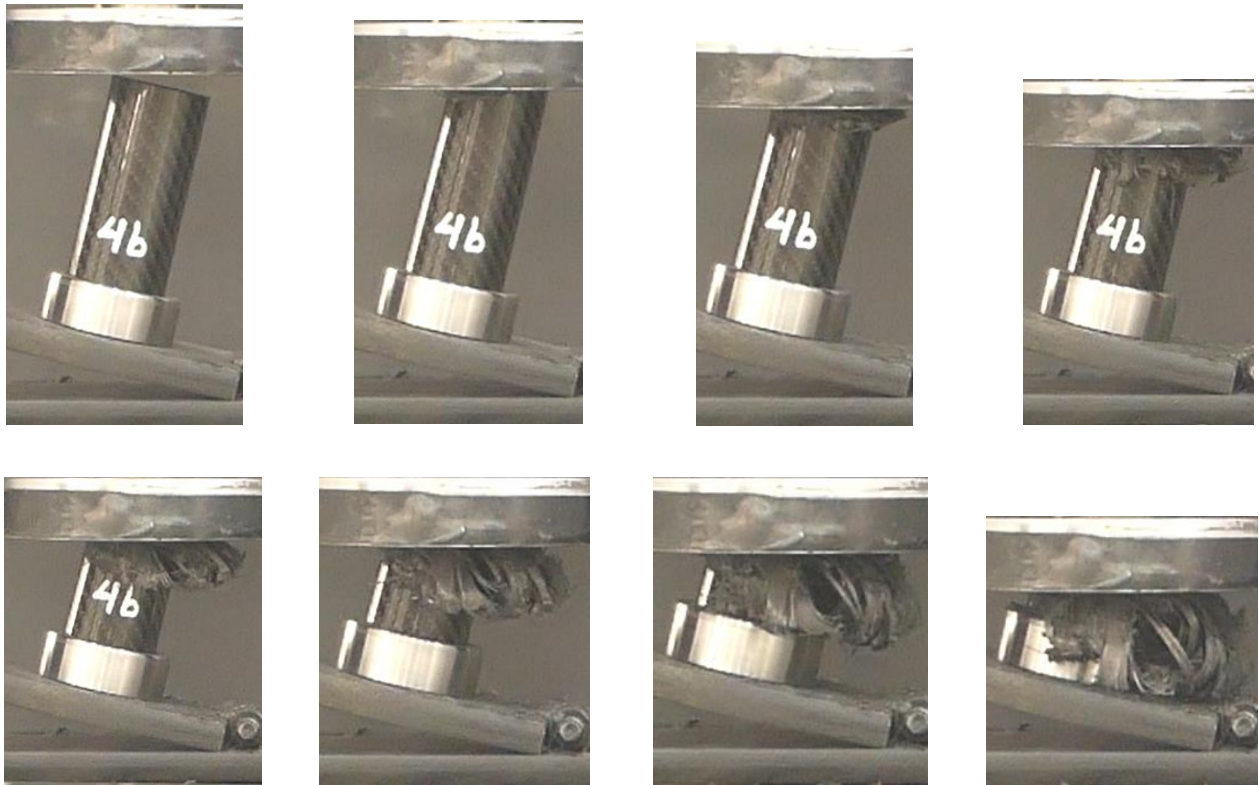


Figure A.52: Compressive stress – compressive strain graph for tube 4a

Specimen 4b



Figures A.53a -h: Stages of collapse of tube 4b



Figure A.54: Front view of collapsed tube 4b



Figure A.55: Top view of collapsed tube 4b



Figure A.56: Left view of collapsed tube 4b



Figure A.57: Bottom view of collapsed tube 4b



Figure A.58: Right view of collapsed tube 4b

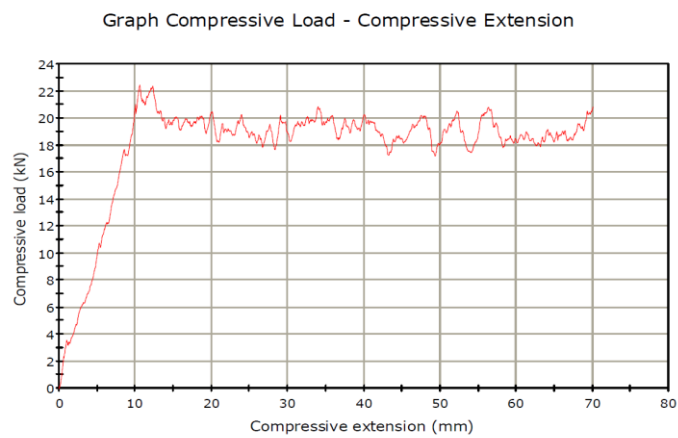


Figure A.59: Compressive load - compressive extension graph for tube 4b

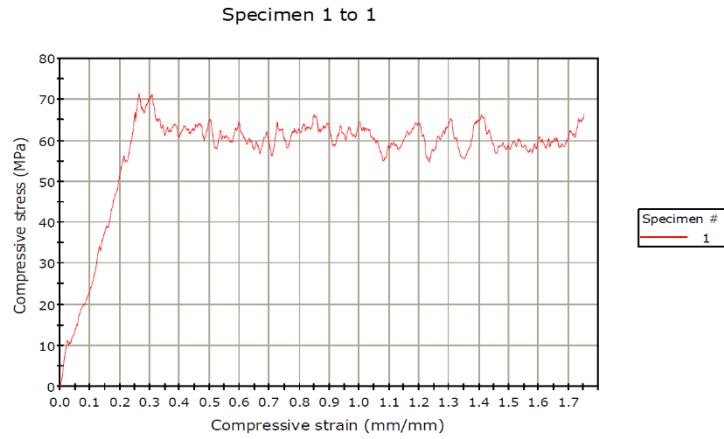
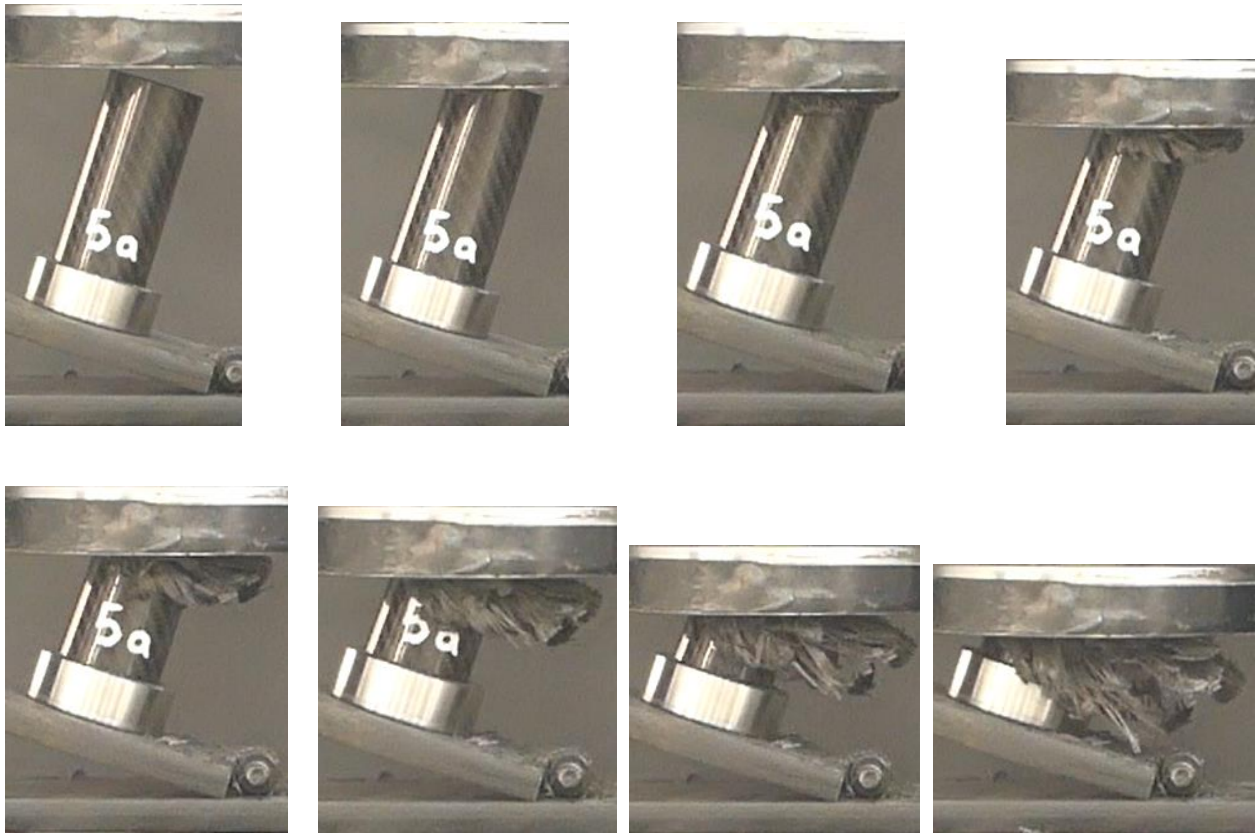


Figure A.60: Compressive stress – compressive strain graph for tube 4b

Specimen 5a



Figures A.61a -h: Stages of collapse of tube 5a



Figure A.62: Front view of collapsed tube 5a



Figure A.63: Top view of collapsed tube 5a



Figure A.64: Left view of collapsed tube 5a



Figure A.65: Bottom view of collapsed tube 5a



Figure A.66: Right view of collapsed tube 5a

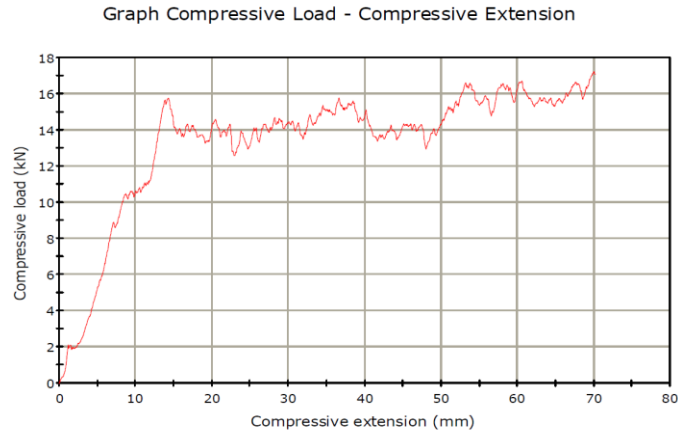


Figure A.67: Compressive load - compressive extension graph for tube 5a

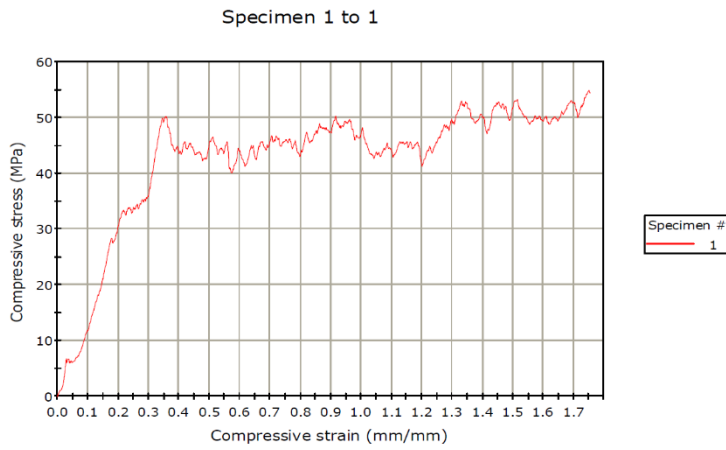


Figure A.68: Compressive stress – compressive strain graph for tube 5a

Specimen 5b



Figures A.69a -h: Stages of collapse of tube 5b



Figure A.70: Front view of collapsed tube 5b



Figure A.71: Top view of collapsed tube 5b



Figure A.72: Left view of collapsed tube 5b



Figure A.73: Bottom view of collapsed tube 5b



Figure A.74: Right view of collapsed tube 5b

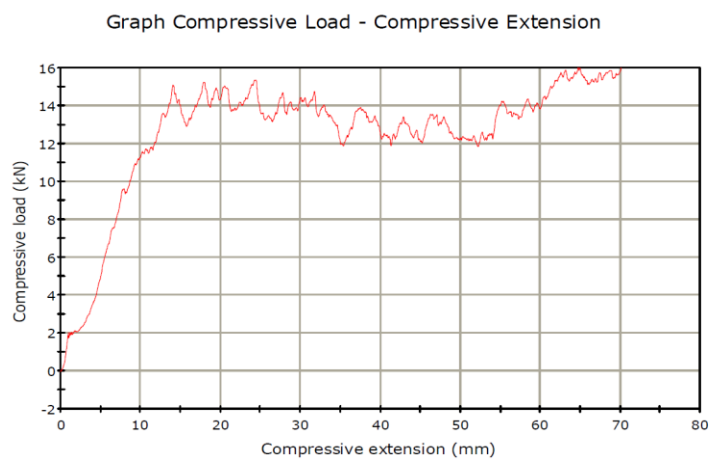


Figure A.75: Compressive load - compressive extension graph for tube 5b

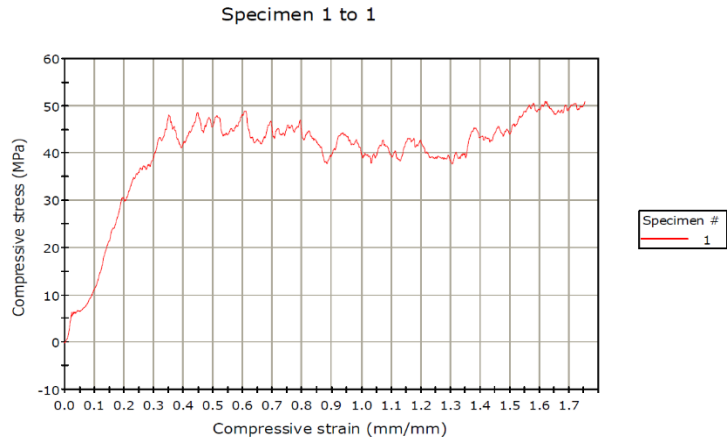


Figure A.76: Compressive stress – compressive strain graph for tube 5b

Specimen 6a



Figures A.77a -h: Stages of collapse of tube 6a



Figure A.78: Front view of collapsed tube 6a



Figure A.79: Top view of collapsed tube 6a



Figure A.80: Left view of collapsed tube 6a



Figure A.81: Bottom view of collapsed tube 6a



Figure A.82: Right view of collapsed tube 6a

Graph Compressive Load - Compressive Extension

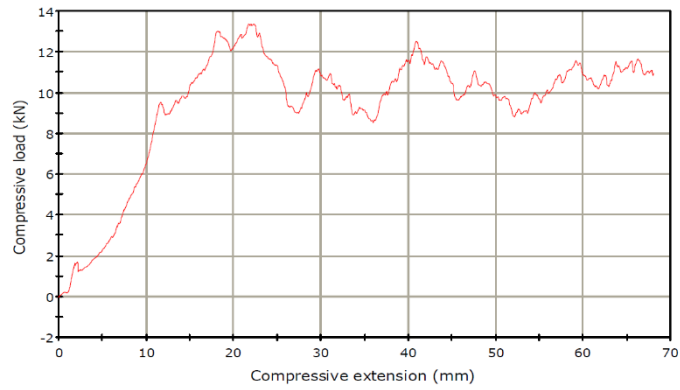


Figure A.83: Compressive load - compressive extension graph for tube 6a

Specimen 1 to 1

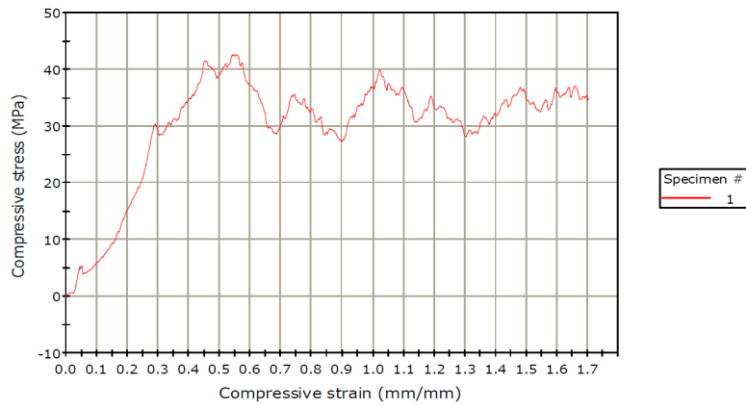


Figure A.84: Compressive stress – compressive strain graph for tube 6a

Appendix B

Appendix B1

In this section, the MATLAB script used for the calculation of the energy absorbing indicators is presented. The data provided from the UTM are exported into an Excel file, which is called by the MATLAB script.

```
clc;
clear;
M = xlsread('crashworthiness_parameters_data_for_matlab.xlsx',
'1a');
rows = length(M(:,1));
R = 0.02;
r = 0.0185;
h = 0.1;
i = 1;
for i = 1:rows; %for (if existed) minus loads
    if M(i,12) < 0
        M(i,12) = 0;
    end
end
%max stress MPa
maxstress = max(M(:,4));
%max deformation mm
maxdeform = max(M(:,10));
%Peak crashing force N
PCF = max(M(:,12));
%Pmean (post - crashing) N
i=1;
for i=1:rows; %elastic region
    if M(i,1)>=1;
        if M(i,12)< M(i-1,12);
            rowelast = i-1;
            break
        end
    end
end
end
Ptemp =0;
rfscp = rowelast + 1; %row for starting calculating Pmean
i = 1;
for i = rfscp:rows;
    Ptemp = Ptemp + M(i,12);
end
rowsforpmean = rows - rfscp + 1;
Pmean = Ptemp / rowsforpmean;
%energy absorption J
```

```

i = 1;
Eabs = 0;
Eabsgr(1,1) = 0;
Eabsgrtot(1,1) = 0;
for i = 2:rows
    M(i,10) = M(i,10)*0.001; %extension to meters
    Eabsgr(i,1) = (((M(i,12) + M(i-1,12))*(M(i,10) - M(i-1,10))))/2);%values for Eabs graph
    Eabsgrtot(i,1) = Eabsgrtot(i-1,1) + Eabsgr(i,1);
    Eabs = Eabs + (((M(i,12) + M(i-1,12))*(M(i,10) - M(i-1,10))))/2);
end
%specific energy absorption J/g
vol = pi*((R^2)-(r^2))*h;
dens = M(1,17)/vol;
volspec = pi*((R^2)-(r^2))*M(rows,10);
massspec = dens * volspec;
SEA = Eabs/massspec;
%Crash force efficiency
CFE = Pmean/PCF;
%load uniformity (reverse CFE)
LU = PCF/Pmean;

```

Appendix B2

In this section, the MATLAB code used for the classic laminate theory as well as the calculation of the equivalent moduli needed for the LS - DYNA simulation is presented.

```

clc;
clear;
%T300/934 properties
E1 = 131 * (10^3); %MPa
E2 = 10.3 * (10^3);
v12 = 0.22;
v21 = (v12 * E2)/E1;
G12 = 6.9 * (10^3);
T = 1.5 * 0.001;
%laminas' compliance matrices
for i = 1:3;
    for j = 1:3;
        Q0(i,j) = 0;
        Q90(i,j) = 0;
    end
end
Q0(1,1) = E1/(1 - (v12 * v21));

```

```

Q0(2,2) = E2/(1 - (v12 * v21));
Q0(1,2) = (v12 * E2)/(1 - (v12 * v21));
Q0(2,1) = (v12 * E2)/(1 - (v12 * v21));
Q0(3,3) = G12;
Q90(2,2) = E1/(1 - (v12 * v21));
Q90(1,1) = E2/(1 - (v12 * v21));
Q90(1,2) = (v12 * E2)/(1 - (v12 * v21));
Q90(2,1) = (v12 * E2)/(1 - (v12 * v21));
Q90(3,3) = G12;
%A, B, D matrices & thickness
for n = 1:3;
    for m = 1:3;
        A(n,m) = 0;
        B(n,m) = 0;
        D(n,m) = 0;
    end
end
t(1) = -0.75;
t(2) = -0.633;
t(3) = -0.484;
t(4) = -0.367;
t(5) = -0.013;
t(6) = 0.104;
t(7) = 0.458;
t(8) = 0.575;
t(9) = 0.677;
t(10) = 0.7135;
t(11) = 0.75;
for n = 1:11;
    t(n) = t(n) * 0.001;
end
for i = 1:3;
    for j = 1:3;
        for k = 1:10;
            if (k == 1) || (k == 3) || (k == 5) || (k == 7) ||
(k == 9);
                A(i,j) = A(i,j) + Q90(i,j) * (t(k+1) - t(k));
                B(i,j) = B(i,j) + Q90(i,j) * ((t(k+1)^2) -
(t(k)^2));
                D(i,j) = D(i,j) + Q90(i,j) * ((t(k+1)^3) -
(t(k)^3));
            else
                A(i,j) = A(i,j) + Q0(i,j) * (t(k+1) - t(k));
                B(i,j) = B(i,j) + Q0(i,j) * ((t(k+1)^2) -
(t(k)^2));
                D(i,j) = D(i,j) + Q0(i,j) * ((t(k+1)^3) -
(t(k)^3));
            end
        end
    end
end

```

```

        end
    end
    B(i,j) = 0.5 * B(i,j);
    D(i,j) = (1/3) * D(i,j);
end
end
%C (stiffness) and S (compliance) matrices of the laminate
for n = 1:6;
    for m = 1:6;
        C(n,m) = 0;
        S(n,m) = 0;
    end
end
for i = 1:3;
    for j=1:3;
        C(i,j) = A(i,j);
        C((i+3),j) = B(i,j);
        C(i,(j+3)) = B(i,j);
        C((i+3),(j+3)) = D(i,j);
    end
end
S = inv(C);
%equivalent moduli (MPa)
Ex = ((A(1,1) * A(2,2)) - (A(1,2)^2))/(T * A(2,2));
Ey = ((A(1,1) * A(2,2)) - (A(1,2)^2))/(T * A(1,1));
vxy = A(1,2)/A(2,2);
Gxy = A(3,3)/T;

```

Appendix B3

In this section, the MATLAB script used for plotting the compressive load - compressive extension graphs, which include both the models' and the experimental data, is presented.

```

clc;
clear;
Mls = xlsread('ls_dyna_results.xlsx', 'data0');
lengthls = Mls(10,9);
time_step = 0.005;
vel = 0.333;
time(1,1) = 0;
for i = 2:lengthls;
    time(i,1) = time(i-1,1) + time_step;
end
for i = 1:lengthls;
    deformls(i,1) = vel * time(i,1); %se mm

```

```

end
for i = 3:(lengthls + 2);
    forcels(i-2, 1) = Mls(i,2)*(10^(-9));
end
Mexp1 = xlsread('tubular_data_till_0702.xlsx', '1a');
lengthexp1 = Mexp1(1,4);
deformexp1 = Mexp1(:,1);
forceexp1 = Mexp1(:,2);
for i = 1:lengthexp1;
    forceexp1(i,1) = 0.001 * forceexp1(i,1);
end
Mexp2 = xlsread('tubular_data_till_0702.xlsx', '1b');
lengthexp2 = Mexp2(1,4);
deformexp2 = Mexp2(:,1);
forceexp2 = Mexp2(:,2);
for i = 1:lengthexp2;
    forceexp2(i,1) = 0.001 * forceexp2(i,1);
end
Mexp3 = xlsread('tubular_data_till_0702.xlsx', '1c');
lengthexp3 = Mexp3(1,4);
deformexp3 = Mexp3(:,1);
forceexp3 = Mexp3(:,2);
for i = 1:lengthexp3;
    forceexp3(i,1) = 0.001 * forceexp3(i,1);
end
figure
plot
(deformls,forcels,'b',deformexp1,forceexp1,'r',deformexp2,forcee
xp2,'g',deformexp3,forceexp3,'k')
legend('simulation','specimen 1a','specimen 1b','specimen 1c')
title('Compressive load - compressive extension graph for 0 deg
loading angle')
xlabel('Compressive extension (mm)')
ylabel('Compressive load (kN)')

```

Appendix C: Summary in Greek

In this section a summary of the present thesis is presented in Greek.

Εισαγωγή

Τις τελευταίες δεκαετίες, η αύξηση των τροχοφόρων οχημάτων έχει οδηγήσει στην επιτακτική ανάγκη αναζήτησης τρόπων ενίσχυσης της ασφάλειάς τους, ώστε σε περίπτωση ατυχήματος οι δυσμενείς συνέπειες να είναι όσο το δυνατόν πιο ήπιες. Με άλλα λόγια, είναι απαραίτητη η ικανότητα ενός οχήματος να ανταπεξέλθει σε περίπτωση πρόσκρουσης με στόχο την προστασία των επιβαινόντων από τραυματισμό και του φορτίου από ζημιά. Αυτή η ικανότητα ονομάζεται crashworthiness.

Οι απορροφητές ενέργειας χρησιμοποιούνται ευρέως στην αυτοκινητοβιομηχανία. Η αύξηση του οχημάτων μεταφοράς συνετέλεσε στην αύξηση των τροχαίων ατυχημάτων και κατά συνέπεια των τραυματισμών και των θανάτων. Η εικόνα 1.1 παρουσιάζει τα σχετικά στατιστικά στοιχεία της Ελλάδας από το 1991 μέχρι και το 2020. Παρατηρείται ότι η βελτίωση της ασφάλειας των οχημάτων μείωσε τον αριθμό των ατυχημάτων, δείχνοντας πόσο σημαντική είναι η μέχρι τώρα αλλά και μελλοντική έρευνα πάνω στο αντικείμενο.

Η έρευνα έχει επικεντρωθεί στην περίπτωση της μετωπικής πρόσκρουσης, όπου η μείωση της κινητικής ενέργειας και συνεπώς η επιβράδυνση που θα ασκηθεί τελικά στους επιβάτες και στο φορτίο του οχήματος είναι απαραίτητη, ώστε να διατηρηθεί η ασφάλειά τους. Προκειμένου να διασφαλιστεί αυτό, γίνεται χρήση απορροφητών ενέργειας. Στους απορροφητές ενέργειας περιλαμβάνονται κελύφη σωληνοειδούς μορφής (crush tubes) που βρίσκονται τοποθετημένα στο μπροστινό μέρος του οχήματος προς την κατεύθυνση της ασκούμενης δύναμης, ενώ η αντικατάστασή τους είναι εύκολη (εικόνα 1.2). Σε περίπτωση πρόσκρουσης απορροφούν μεγάλες ποσότητες κινητικής ενέργειας ώστε να μειωθεί η δύναμη που θα μεταφερθεί περαιτέρω στο όχημα και κατά συνέπεια στους επιβάτες, μειώνοντας τις ζημιές και την πιθανότητα τραυματισμών αντίστοιχα. Η επιλογή του υλικού κατασκευής τους είναι μείζονος σημασίας, όπως και το μήκος τους, ώστε να επιτευχθούν η μέγιστη δυνατή πλαστική παραμόρφωση, η μέγιστη ειδική απορρόφηση ενέργειας, ενώ είναι άκρως επιθυμητό το μικρό βάρος. Η γεωμετρία των κελυφών απορρόφησης ενέργειας που χαρακτηρίζεται από τις καλύτερες μηχανικές ιδιότητες είναι η κυλινδρική, λόγω της έλλειψης σημείων, όπως γωνιών, όπου ευνοείται η συγκέντρωση τάσεων.

Τα κελύφη απορρόφησης ενέργειας κατασκευάζονταν από μέταλλα, όπως το αλουμίνιο, αλλά πλέον είναι σαφές ότι τα σύνθετα υλικά (CFRP, GFRP, AFRP) υπερτερούν. Στα πλεονεκτήματα της χρήσεως των

συνθέτων υλικών συγκαταλέγονται η υψηλή ειδική απορρόφηση ενέργειας, η υψηλή αναλογία ακαμψίας προς βάρος και το μικρό βάρος. Επίσης, με τον κατάλληλο συνδυασμό μήτρας, ινών και προσανατολισμού των τελευταίων οι μηχανικές ιδιότητες και άρα ο τρόπος κατάρρευσης των κελυφών απορρόφησης ενέργειας μπορούν να προσαρμοστούν ανάλογα με την εφαρμογή.

Η περιπλοκότητα του φαινομένου και της συμπεριφοράς των κελυφών απορρόφησης ενέργειας καθιστά τις πειραματικές δοκιμές απαραίτητες. Πέρα από τη χρήση αυτοκινήτων πλήρους μεγέθους, δοκίμια φορτίζονται με δύο κυρίως τρόπους: οιονεί στατικά ή δυναμικά. Στην πρώτη περίπτωση, οι δοκιμές πραγματοποιούνται σε μηχανή καθολικών δοκιμών (Universal Testing Machine) και προσομοιώνουν την περίπτωση πρόσκρουσης χαμηλής ταχύτητας. Επιπλέον, γίνεται ανάπτυξη προσομοιώσεων σε περιβάλλον πεπερασμένων στοιχείων με σκοπό τη μοντελοποίηση της κατάρρευσης των κελυφών απορρόφησης ενέργειας, καθιστώντας τη χρήση δοκιμών ή πρωτοτύπου οχήματος μη απαραίτητη.

Πέρα από την αυτοκινητοβιομηχανία, τα κελύφη απορρόφησης ενέργειας βρίσκουν επίσης εφαρμογή στις σιδηροδρομικές και ναυτικές μεταφορές, στην αεροδιαστημική και αμυντική βιομηχανία καθώς επίσης και σε μια πληθώρα περιπτώσεων βιομηχανικής ασφάλειας (industrial safety).

Τα κελύφη απορρόφησης ενέργειας που κατασκευάζονται από ενισχυμένα πολυμερή με ίνες άνθρακα (carbon fiber reinforced polymers - CFRP) συνδυάζουν μικρό βάρος με εξαιρετικές μηχανικές ιδιότητες. Το μικρό βάρος είναι μια ιδιαίτερα σημαντική παράμετρος επειδή, όσο πιο ελαφρύ είναι το κέλυφος απορρόφησης ενέργειας, και συνεπώς το τροχοφόρο όχημα, τόσο μειώνεται η κατανάλωση καυσίμου, οδηγώντας στην έκλυση λιγότερων εκπομπών CO₂ και λοιπών ρυπαντών της ατμόσφαιρας, όπως τα αέρια NO_x και SO_x, τα οποία είναι βασικοί παράγοντες του φαινομένου του θερμοκηπίου, της όξινης βροχής και του φωτοχημικού νέφους. Επίσης, το μικρό βάρος των κελυφών απορρόφησης ενέργειας ηλεκτροκίνητων ή υβριδικών οχημάτων συντελεί στην εξοικονόμηση ενέργειας αυτών.

Βιβλιογραφική ανασκόπηση

Από τη δεκαετία του 1960, η ασφάλεια των οχημάτων άρχισε να λαμβάνεται υπόψη σε μεγάλο βαθμό από τις αυτοκινητοβιομηχανίες, ενώ την ίδια περίοδο ξεκίνησε η έρευνα σχετικά με τα κελύφη απορρόφησης ενέργειας. Με την παρέλευση των δεκαετιών, κελύφη διαφόρων γεωμετριών και υλικών έχουν μελετηθεί.

Αρχικά, η μελέτη της συμπεριφοράς και κατάρρευσης των κελυφών απορρόφησης ενέργειας θεωρητική (Alexander, Pugsley, Abramowicz, Wierzbicki), ενώ τις δεκαετίες των 1980 και 1990 τα θεωρητικά μοντέλα αποδείχτηκαν πειραματικά από τον Abramowicz και τον Jones. Ο Μάμαλης και οι συνεργάτες

του [4], το 1996, ερεύνησαν τη στατική και δυναμική αξονική κατάρρευση λεπτότοιχων σωλήνων τετραγωνικής διατομής κατασκευασμένων από υαλόνημα. Επίσης, ([5],[6]) διεξήγαγαν πειράματα με σκοπό τη διερεύνηση των δεικτών αξιολόγησης λεπτότοιχων CFRP κελυφών απορρόφησης ενέργειας υπό αξονική στατική και δυναμική φόρτιση (εικόνα 3.1). Οι Huang και Wang [7] πραγματοποίησαν αριθμητικές και πειραματικές μελέτες σχετικά με την αξονική συμπεριφορά των σύνθετων κελυφών απορρόφησης ενέργειας, ενώ ο Μάμαλης και οι συνεργάτες του [8] ανέπτυξαν ένα μοντέλο πεπερασμένων στοιχείων για τη στατική και δυναμική αξονική κατάρρευση των κελυφών απορρόφησης ενέργειας. Ο Bambach και οι συνεργάτες του [9] μελέτησαν τετραγωνικής διατομής υβριδικούς σωλήνες CFRP με χάλυβα υπό αξονική πρόσκρουση. Ο Μάμαλης και οι συνεργάτες του [2] επέκτειναν την έρευνά τους σε λεπτότοιχα δοκίμια ορθογωνικής διατομής ενισχυμένων με αλουμίνιο ή πολυμερικό αφρό. Ακόμη, ο Obradović με τους συνεργάτες του [10] διερεύνησαν τον σχεδιασμό και την ανάλυση κελυφών απορρόφησης ενέργειας από σύνθετα υλικά σε μετωπική πρόσκρουση, ενώ ο Zhu με τους συνεργάτες του [11] μελέτησαν τόσο πειραματικά όσο και υπολογιστικά τη δυνατότητα απορρόφησης ενέργειας αλουμινένιων, συνθέτων και υβριδικών δοκιμίων υπό λοξή φόρτιση (εικόνα 3.2). Ο Djamaluddin και οι συνεργάτες του [12], [13] επικεντρώθηκαν στα δοκίμια κυλινδρικής διατομής γεμισμένα με αφρό που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση, ενώ ο Patel με τους συνεργάτες του [14] μελέτησαν επίσης την περίπτωση της λοξής φόρτισης. Τέλος, ο Isaac [15] μελέτησε αριθμητικά την κατάρρευση λεπτότοιχων δοκιμίων κυκλικής διατομής σε δυναμική λοξή φόρτιση, με την προϋπαρξη ή την απουσία ρωγμής στα δοκίμια για τον έλεγχο της κατάρρευσης (εικόνα 2.3).

Πεδίο εφαρμογής

Η συντριπτική πλειοψηφία της έρευνας έχει επικεντρωθεί στην αξονική φόρτιση, παρόλο που ένα μεγάλο ποσοστό από τις συγκρούσεις οχημάτων είναι πλαγιομετωπικές. Συγκεκριμένα, μόνο το 31,1% των μετωπικών συγκρούσεων είναι πλήρως μετωπικές [19]. Συνεπώς, υπάρχει επιτακτική ανάγκη για την περαιτέρω μελέτη της συμπεριφοράς και κατάρρευσης των κελυφών απορρόφησης ενέργειας σε συνθήκες λοξής φόρτισης.

Στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι να συμβάλει στη μελέτη της συμπεριφοράς των CFRP κελυφών απορρόφησης ενέργειας που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση. Συγκεκριμένα, έχει σκοπό να διερευνήσει σε ποιο βαθμό η γωνία φόρτισης επηρεάζει την κατάρρευση καθώς και τους δείκτες αξιολόγησης (crashworthiness indicators) των προαναφερθέντων κελυφών. 17 CFRP δοκίμια κυλινδρικής γεωμετρίας συμπίεζονται οιονεί - στατικά υπό έξι διαφορετικές γωνίες, που κυμαίνονται από τις 0° έως τις

22°. Γίνεται μακροσκοπική και στερεοσκοπική ανάλυση του μηχανισμού κατάρρευσης κάθε περίπτωσης, υπολογίζονται οι δείκτες αξιολόγησης, ενώ πραγματοποιείται μοντελοποίηση της κατάρρευσης μέσω του προγράμματος πεπερασμένων στοιχείων LS - DYNA.

Θεωρητικό Υπόβαθρο

Σύνθετα υλικά ονομάζονται τα υλικά που κατασκευάζονται από δύο ή περισσότερα επιμέρους υλικά, τα οποία δεν αντιδρούν μεταξύ τους και διαφέρουν ως προς τις ιδιότητες τόσο μεταξύ τους όσο και με το παραγόμενο υλικό. Αποτελούνται από τη μήτρα και τις ίνες, ενώ η παραγωγή και κατασκευή τους ενδέχεται να είναι αρκετά περίπλοκη. Τα σύνθετα υλικά, και ιδιαίτερα τα ενισχυμένα πολυμερή με ίνες άνθρακα (CFRPs) χρησιμοποιούνται για την κατασκευή κελυφών απορρόφησης ενέργειας, των οποίων η αστοχία μπορεί να κατηγοριοποιηθεί σύμφωνα με τρεις διαφορετικούς τρόπους κατάρρευσης.

Τα σύνθετα υλικά μπορούν να ταξινομηθούν με βάση διάφορα κριτήρια. Μια από τις πιο συνήθεις ταξινομήσεις είναι σε ινώδη, στρωματικά ή κοκκώδη σύνθετα. Τα ινώδη σύνθετα χωρίζονται ανάλογα με τον προσανατολισμό των ινών σε μονοδιευθυντικά και πολυδιευθυντικά, με τα τελευταία τα περιλαμβάνουν τις κατηγορίες των συνθέτων με ίνες τυχαίας διεύθυνσης, τα πλεκτά σύνθετα και τα σύνθετα με τρισσορθογώνια ύφανση (Εικόνα 4.1). Επίσης, οι ίνες ενός συνθέτου μπορούν να ταξινομηθούν βάσει του λόγου μήκους προς διάμετρο ίνας σε συνεχείς, ασυνεχείς ή τριχίτες.

Το υλικό κατασκευής των ινών επιλέγεται ώστε να συμβάλλει στη βελτίωση των μηχανικών ιδιοτήτων της μήτρας, γι' αυτό είναι επιθυμητά το υψηλό μέτρο ελαστικότητας, η υψηλή αντοχή σε εφελκυσμό, η υψηλή ακαμψία, η χαμηλή ψαθυρότητα και η χαμηλή πυκνότητα. Οι ίνες κατασκευάζονται είτε από ανόργανα υλικά (κεραμικά, μέταλλα, γυαλί και άνθρακας) είτε από οργανικά (πολυμερή). Οι ίνες άνθρακα, η πρώτη ύλη των οποίων είναι το πολυακρυλονιτρίλιο (PAN), υπερτερούν λόγω της υψηλής ακαμψίας, υψηλής αντοχής σε εφελκυσμό και του υψηλού μέτρου ελαστικότητας. Λόγω των παραπάνω αποτελούν την πιο συνήθη επιλογή όταν πρόκειται για εφαρμογές υψηλών απαιτήσεων.

Ο σκοπός της μήτρας δεν είναι μόνο να περικλείει τις ίνες, αλλά και να τις προστατεύει από ενδεχόμενη φθορά, να βελτιώνει τις μηχανική αντοχή του σύνθετου υλικού και να μεταφέρει το ασκούμενο φορτίο στις ίνες. Επίσης, εμποδίζει την ανάπτυξη και την εξάπλωση ρωγμών. Τα επιθυμητά χαρακτηριστικά της μήτρας είναι η αντοχή, η (σχετική) ευκαμψία και η ολκιμότητα. Είναι πολύ σημαντικό το υλικό και οι προαναφερθείσες ιδιότητες της μήτρας να είναι συμβατά με τα αντίστοιχα των ινών, ώστε το παραγόμενο σύνθετο υλικό να είναι κατάλληλο για εφαρμογές υψηλών απαιτήσεων. Οι μήτρες χωρίζονται σε

οργανικές, μεταλλικές και κεραμικές, με τις πρώτες να χωρίζονται περαιτέρω σε θερμοπλαστικές και θερμοσκληρυνόμενες. Οι θερμοσκληρυνόμενες μήτρες χαρακτηρίζονται από πολύ καλές μηχανικές ιδιότητες και σε αυτές ανήκουν οι μήτρες πολυεστέρα, οι εποξικές και οι φαινολικές.

Συνήθως τα σύνθετα υλικά που χρησιμοποιούνται σε εφαρμογές υψηλών απαιτήσεων είναι στη μορφή υφασμάτων. Τα υφάσματα χωρίζονται σε μονοδιευθυντικά και πλεκτά. Η πλειοψηφία των ινών της πρώτης κατηγορίας εκτείνεται προς την ίδια διεύθυνση, η οποία είναι συνήθως 0°, 90° αλλιώς 45° (Εικόνα 4.2). Τα μονοδιευθυντικά υφάσματα χαρακτηρίζονται από καλή αντοχή στη κύρια διεύθυνση, αλλά χαμηλή στην άλλη. Ένας μεγάλος αριθμός εφαρμογών στις οποίες γίνεται χρήση σύνθετων υλικών απαιτεί το ύφασμα να περιλαμβάνει ίνες σε περισσότερες από μία διευθύνσεις, συνήθως 0° και 90°. Τα πλεκτά υφάσματα κατασκευάζονται με διασταύρωση των ινών που είναι κάθετες μεταξύ τους σύμφωνα με ένα συγκεκριμένο μοτίβο πλέξης, το οποίο καθορίζει την ελαστικότητα του υφάσματος, την ομαλότητα της παραγόμενης επιφάνειας και τη σταθερότητά του. Μερικά ευρέως χρησιμοποιούμενα μοτίβα πλέξης είναι εξής: plain weave, twill weave (Εικόνα 4.3), satin weave, basket weave, leno weave και mock leno weave.

Οι ατέλειες ενός σύνθετου υλικού σχηματίζονται είτε κατά την κατασκευή αυτού είτε κατά τη εφαρμογή του. Στους πιο σημαντικούς τύπους ατελειών, που εμφανίζονται ανάμεσα στις στρώσεις του υλικού και δημιουργούνται κατά την κατασκευή του, κατατάσσονται τα κενά, τα εγκλείσματα, καθώς και η λανθασμένη διεύθυνση των ινών και οι περιοχές με περίσσεια ή έλλειψη ποσότητας ρητίνης. Τα κύρια ελαττώματα που εμφανίζονται κατά την εφαρμογή των σύνθετων υλικών είναι η αποκόλληση (delamination), η κάμψη των ινών και οι ρωγμές που αναπτύσσονται στην μήτρα.

Υπάρχει μεγάλη ποικιλία μεθόδων μορφοποίησης των σύνθετων υλικών. Η επιλογή της κατάλληλης εξαρτάται από το υλικό και την εφαρμογή για την οποία προορίζεται η παραγόμενη κατασκευή. Οι ίνες και η μήτρα συνήθως ενώνονται μεταξύ τους μέσω θερμότητας ή κατάλληλης χημικής αντίδρασης, με σκοπό τη δημιουργία μιας άκαμπτης κατασκευής. Οι περισσότερες μέθοδοι περιλαμβάνουν ανοιχτό ή κλειστό καλούπι διαμόρφωσης. Δύο απλές και ευρέως χρησιμοποιούμενες μέθοδοι ανοιχτού καλουπιού είναι η επίστρωση με το χέρι (Εικόνα 4.4) και η επίστρωση με ψεκασμό των ινών (Εικόνα 4.5). Στις μεθόδους κλειστής μήτρας συγκαταλέγονται η μορφοποίηση εν κενώ (Εικόνα 4.6), η οποία είναι και η πιο συνήθης μέθοδος αυτής της κατηγορίας, και οι διάφορες τεχνικές χύτευσης με μεταφορά ρητίνης (Εικόνα 4.7). Επίσης, το φινίρισμα των τελικών προϊόντων έχει μεγάλη σημασία, προκειμένου να αποκτήσει η παραγόμενη κατασκευή περαιτέρω χαρακτηριστικά και ιδιότητες.

Ο σκοπός των απορροφητών ενέργειας είναι να περιορίσει την κινητική ενέργεια που θα μεταφερθεί στους επιβάτες ή/και το φορτίο ενός οχήματος, στην περίπτωση πρόσκρουσης. Πέρα από τους απορροφητές ενέργειας οι οποίοι έχουν τη μορφή κελυφών σωληνοειδούς μορφής, διατάξεις που έχουν τον ίδιο σκοπό

είναι το άνω και το κάτω μέρος του πλαισίου του μπροστινού μέρους ενός οχήματος. Ένας απορροφητής ενέργειας πρέπει να έχει την ικανότητα να αντέξει το μέγιστο φορτίο που θα ασκηθεί από τη στιγμή της πρόσκρουσης, ενώ παραμορφώνεται πλαστικά. Όταν πρόκειται για κελύφη απορρόφησης ενέργειας κατασκευασμένα από ανθρακονήματα, η ενέργεια απορροφείται μέσω μηχανισμών όπως η αποκόλληση των στρώσεων, η θραύση των ινών και η ύπαρξη και διάδοση ρωγμών στη μήτρα.

Η κατάρρευση των κελυφών απορρόφησης ενέργειας μπορεί να διαιρεθεί σε δύο μέρη: στην έναρξη της κατάρρευσης και στην εξέλιξή της. Οι μηχανισμοί αντίστασης, στους οποίους συγκαταλέγονται η τριβή και η ανάπτυξη μικρορωγμών, επηρεάζουν σε μεγάλο βαθμό την ικανότητα απορρόφησης ενέργειας. Στα στατικά τεστ η τριβή είναι ο κύριος μηχανισμός απορρόφησης ενέργειας, με το 50% της ενέργειας να διαχέεται ως τριβή που αναπτύσσεται μέσω διαφόρων μηχανισμών που λαμβάνουν χώρα στο υλικό ή στην επιφάνεια επαφής μεταξύ πλάκας και κελύφους. Το φορτίο που ασκείται κατά την πρόσκρουση είναι πολύ σημαντικό να φτάσει την τιμή του φορτίου που σχετίζεται με την έναρξη της πλαστικής παραμόρφωσης, διότι διαφορετικά το κέλυφος απορρόφησης ενέργειας ακολουθεί ελαστική συμπεριφορά, άρα δεν απορροφά ενέργεια και μπορεί να προκληθούν τραυματισμοί και φθορές στους επιβάτες και το φορτίο ενός οχήματος αντίστοιχα. Ο κύριος μηχανισμός αστοχίας είναι η εκτεταμένη ανάπτυξη μικρορωγμών, που εξαρτάται εν πολλοίς από τις ίνες, τη μήτρα, και τη διεπαφή αυτών. Μόλις ασκηθεί φορτίο στο κέλυφος, μικρές ρωγμές ανάμεσα στις στρώσεις του υλικού αρχίζουν να αναπτύσσονται, με αποτέλεσμα να ξεκινάει η τοπική αστοχία. Οι προαναφερθείσες ρωγμές, μαζί με τη θραύση των δεσμών στρώσεων (lamina bundles), οδηγούν στον προσδιορισμό του τρόπου κατάρρευσης. Οι κύριοι τρόποι αξονικής κατάρρευσης είναι τρεις.

Ο πρώτος τρόπος είναι η προοδευτική σύνθλιψη (progressive crushing - mode I). Λέγεται αλλιώς κατάρρευση «μανιταριού» (mushrooming collapse), λόγω της χαρακτηριστικής μορφής που αποκτά το κέλυφος που αστοχεί. Στα πολύ αρχικά στάδια της κατάρρευσης, το κέλυφος χαρακτηρίζεται από ελαστική συμπεριφορά, μέχρι να επιτευχθεί το μέγιστο φορτίο. Στα επόμενα στάδια, αναπτύσσονται συνεχή φύλλα στρώσεων είτε προς το εσωτερικό είτε το εξωτερικό του κελύφους. Τα φύλλα που εξαπλώνονται γύρω από το κέλυφος αναπτύσσουν αξονικές ρωγμές, ενώ ακόμη περιελίσσονται προς τα κάτω, όσο εξελίσσεται η κατάρρευση. Όσο αφορά τα κελύφη απορρόφησης ενέργειας τετραγωνικής διατομής, μεγάλες ρωγμές αναπτύσσονται σε κάθε γωνία λόγω της υψηλής συγκέντρωσης τάσεων στα συγκεκριμένα σημεία. Στα κελύφη απορρόφησης ενέργειας κυκλικής διατομής αναπτύσσεται μια κεντρική ρωγμή στο μέσο του πάχους του κελύφους, με αποτέλεσμα τα φύλλα στρώσεων που περιελίσσονται εσωτερικά και εξωτερικά του κελύφους να έχουν το ίδιο πάχος. Επίσης, αόφτου οι δέσμες των στρώσεων αρχίζουν να συμπιέζονται και εξαιτίας της αναπτυσσόμενης τριβής ανάμεσα σε αυτές και στην πλάκα που ασκεί το φορτίο, θραύσματα υλικού σχηματίζουν μια τριγωνική σφήνα (debris wedge) (Εικόνα 4.8). Η συνεχής φόρτιση έχει

ως επακόλουθο την συγκέντρωση τάσεων στα άκρα της προαναφερθείσας σφήνας, η οποία διεισδύει στο υλικό του κελύφους, με αποτέλεσμα η αντίσταση τριβής που αναπτύσσεται να οδηγεί στην εξάπλωση της ρωγμής. Η κεντρική ρωγή δεν επηρεάζεται από το συνολικό μήκος του κελύφους. Ο συγκεκριμένος τρόπος κατάρρευσης είναι ο πιο επιθυμητός, διότι η κατάρρευση είναι η πιο σταθερή και ομαλή, ενώ σχετίζεται με υψηλή απορρόφηση ενέργειας, εξαιτίας των μηχανισμών που αναφέρθηκαν παραπάνω, με κυριότερο την ανάπτυξη μικρορωγμών.

Ο δεύτερος τρόπος είναι καταστροφική κατάρρευση μέσω ψαθυρής θραύσης (brittle failure - mode II). Η ανάπτυξη των ρωγμών ξεκινάει περίπου στο μέσο του ύψους του κελύφους και είναι αποτέλεσμα ισχυρών διατμητικών τάσεων, μέχρι το κέλυφος να οδηγηθεί σε απότομη καταστροφική κατάρρευση. Συνήθως συμβαίνει σε κελύφη μεγαλύτερου ύψους, ενώ η καταστροφική φύση της κατάρρευσης συνεπάγεται χαμηλή ως μέτρια ικανότητα απορρόφησης ενέργειας.

Ο τρίτος τρόπος κατάρρευσης είναι η προοδευτική αναδίπλωση ενός κελύφους (progressive folding - mode III). Σχετίζεται με μέτρια ικανότητα απορρόφησης ενέργειας, ενώ η κατάρρευση θυμίζει αυτή ενός μεταλλικού κελύφους. Εξαιτίας των ρωγμών που αναπτύσσονται, το κέλυφος υφίσταται τοπικό λυγισμό, με αποτέλεσμα να δημιουργούνται πτυχώσεις υλικού καθώς ασκείται το θλιπτικό φορτίο.

Ο τρόπος σύμφωνα με τον οποίο θα καταρρεύσει ένα κέλυφος σχετίζεται με μια πληθώρα παραμέτρων, συμπεριλαμβανομένων του υλικού και των ιδιοτήτων του (γεωμετρία, ιδιότητες και χαρακτηριστικά ινών, διαστρωμάτωσης και μήτρας), καθώς και της δοκιμής και των παραμέτρων της στην οποία υπόκειται (ταχύτητα, θερμοκρασία). Το μέγιστο φορτίο εξαρτάται από το πάχος του κελύφους, τη μέση διάμετρο αυτού και την ύπαρξη ή όχι μηχανισμού που να ενεργοποιεί και να καθοδηγεί την κατάρρευση (triggering). Το μέγιστο φορτίο δεν επηρεάζει το μέσο φορτίο και την απορρόφηση ενέργειας. Το μέσο φορτίο εξαρτάται από το μήκος του κελύφους που θραύεται.

Η καμπύλη του φορτίου - μετατόπισης αποτελείται από τρεις ζώνες, όσον αφορά τον πρώτο τρόπο κατάρρευσης. Η πρώτη είναι η ελαστική περιοχή, μέχρι να επιτευχθεί το μέγιστο φορτίο. Η δεύτερη είναι η ζώνη κατάρρευσης (crush zone), όπου η καμπύλη διακυμαίνεται γύρω από μια μέση τιμή. Η τρίτη είναι η περιοχή συμύκνωσης (densitification zone), όπου λόγω του θραυσμένου υλικού που έχει μαζευτεί και συμπιεστεί μέσα στο κέλυφος, το φορτίο είναι αυξημένο.

Στην περίπτωση της λοξής φόρτισης, μέρος του κελύφους υπόκειται κάμψη και συνεπώς δε συνεισφέρει στην πλαστική του παραμόρφωση, με αποτέλεσμα να απορροφάται μικρότερη ποσότητα ενέργειας από ότι στην αξονική φόρτιση, ενώ το μέγιστο φορτίο είναι επίσης μικρότερο.

Η αξιολόγηση της αποτελεσματικότητας ενός κελύφους απορρόφησης ενέργειας γίνεται μέσω δεικτών (crashworthiness indicators), οι οποίοι παρουσιάζονται παρακάτω:

Το μέγιστο φορτίο (Peak Crashing Force - PCF) είναι η μέγιστη τιμή του ασκούμενου στο κέλυφος φορτίου, και ο μόνος δείκτης που λαμβάνεται άμεσα από το διάγραμμα φορτίου - μετατόπισης.

Το μέσο φορτίο (Mean Crashing Force - MCF) σχετίζεται στενά με την ικανότητα απορρόφησης ενέργειας (Absorbed Energy - AE) και υπολογίζεται ως:

$$MCF = \frac{AE}{d}$$

Όπου d η παραμόρφωση του κελύφους.

Η απορρόφηση ενέργειας υπολογίζεται ως η περιοχή κάτω από την καμπύλη φορτίου - μετατόπισης ως:

$$AE = \int_0^{d_{max}} P d\Delta$$

Όπου P το φορτίο, Δ η παραμόρφωση και d_{max} η μέγιστη παραμόρφωση του κελύφους.

Η ειδική απορρόφηση ενέργειας (Specific Energy Absorption - SEA) είναι η ενέργεια που απορροφείται διαιρεμένη με τη μάζα m του κελύφους που έχει καταρρεύσει. Όσο μεγαλύτερη είναι η τιμή του συγκεκριμένου δείκτη, τόσο πιο αποδοτικός είναι ο απορροφητής ενέργειας.

$$SEA = \frac{AE}{m}$$

Η απόδοση της δύναμης κατάρρευσης (Crash Force Efficiency - CFE) είναι ο λόγος του μέσου φορτίου προς το μέγιστο φορτίο του κελύφους.

$$CFE = \frac{MCF}{PCF}$$

Είναι επιθυμητό η τιμή του συγκεκριμένου δείκτη να είναι κοντά στη μονάδα διότι αυτό συνεπάγεται ότι η τιμή του μέσου φορτίου είναι κοντά στην τιμή του μέγιστου, κάτι που σχετίζεται με μικρότερες αλλαγές στην επιβράδυνση που υφίστανται οι επιβάτες και το φορτίο ενός οχήματος κατά τη διάρκεια μιας πρόσκρουσης. Ο δείκτης ομοιογένειας φορτίου (Load Uniformity - LU) είναι ουσιαστικά η αντίστροφη αναλογία του CFE.

$$LU = \frac{PCF}{MCF}$$

Πειραματική διαδικασία

Η πειραματική διαδικασία μπορεί να χωριστεί σε τρία σκέλη. Το πρώτο είναι ο καθορισμός της αντοχής σε εφελκυσμό του υλικού των δοκιμίων. Το δεύτερο σκέλος είναι η συμπίεση των κυλινδρικών δοκιμίων. 17 δοκίμια υπόκεινται σε φόρτιση υπό γωνία που κυμαίνεται από 0° ως 22°. Το τρίτο σκέλος είναι η μελέτη των αποτελεσμάτων και η εξαγωγή συμπερασμάτων.

Για τη διεξαγωγή των πειραμάτων χρησιμοποιήθηκε μηχανή καθολικών δοκιμών (Instron Universal Testing Machine 4482). Τα προαναφερθέντα 17 κυλινδρικά δοκίμια προέκυψαν από την κοπή δύο σωλήνων, μήκους 1000 mm, κατασκευασμένων από CFRP, των οποίων η εξωτερική στρώση είναι πλεκτή 2 x 2 twill, η μήτρα είναι εποξική ρητίνη και η διεύθυνση των ινών (0 , 90). Τα παραγόμενα κυλινδρικά δοκίμια έχουν μήκος 100 mm. Μέρος του περισσευούμενου υλικού χρησιμοποιήθηκε για την παραγωγή τριών δοκιμίων δακτυλιοειδούς κυλινδρικής γεωμετρίας τομέα, με σκοπό να υποβληθούν σε τεστ εφελκυσμού, ώστε να υπολογισθεί η αντοχή σε εφελκυσμό (Εικόνα 5.1). Το μήκος των δοκιμίων εφελκυσμού είναι 87,185 mm, ενώ οι διαστάσεις τους παρουσιάζονται στον Πίνακα 1. Το μήκος των δοκιμίων που εφελκύεται, δηλαδή που δεν βρίσκεται στις αρπάγες, είναι 50 mm και η ταχύτητα της κινούμενης άνω πλάκας της καθολικής μηχανής δοκιμών είναι 5 mm/min. Όλα τα δοκίμια αστόχησαν στο άνω σημείο αρπαγής τους, όπως φαίνεται στην εικόνα 5.2. Οι εικόνες 5.6 - 5.11 παρουσιάζουν τα διαγράμματα φορτίου - μετατόπισης και εφελκυστικής τάσης - παραμόρφωσης. Παρατηρείται ότι η μορφή των προαναφερθέντων καμπύλων είναι η αναμενόμενη, εξαιτίας της ψαθυρής φύσης που χαρακτηρίζει τα ανθρακονήματα. Η καμπύλη αποτελείται από μια ευθεία γραμμή, η κλίση της οποίας αλλάζει σε ένα σημείο, μέχρι το σημείο θραύσης. Το προαναφερθέν σημείο, ή γόνατο, βρίσκεται προτού η παραμόρφωση των δοκιμίων ξεπεράσει τα 0.5 mm. Τα διαγράμματα φορτίου - μετατόπισης και τάσης - παραμόρφωσης ενός σύνθετου υλικού προέρχονται από τον συνδυασμό των αντίστοιχων διαγραμμάτων για τις ίνες και τη μήτρα. Το σημείο που παρουσιάζεται το γόνατο είναι ουσιαστικά το σημείο όπου η μήτρα αρχίζει να παραμορφώνεται πλαστικά, καθώς οι πρώτες ρωγμές έχουν αρχίσει να αναπτύσσονται στο υλικό. Οι τιμές του φορτίου, της τάσης και της παραμόρφωσης για κάθε δοκίμιο στο σημείο του γονάτου παρουσιάζονται στον πίνακα 2. Η αντοχή σε εφελκυσμό υπολογίζεται ως ο λόγος του μέγιστου φορτίου που ασκείται στο δοκίμιο και οδηγεί στη θραύση του προς το εμβαδό δακτυλιοειδούς τομέα στο οποίο ασκείται. Οι τιμές της μέγιστης εφελκυστικής τάσης που προκύπτουν για κάθε δοκίμιο παρουσιάζονται αναλυτικά στον πίνακα 3, ενώ η μέση τιμή ισούται με 1066,6 MPa.

Στη συνέχεια, γίνεται η συμπίεση των κυλινδρικών δοκιμίων, τα χαρακτηριστικά των οποίων παρουσιάζονται στον πίνακα 4. Τα 17 δοκίμια χωρίζονται σε πέντε ομάδες των τριών και μία ομάδα των δύο δοκιμίων. Τα τρία δοκίμια της πρώτης ομάδας υπόκεινται σε οιονεί - στατική αξονική συμπίεση, ενώ αυτά των υπόλοιπων ομάδων υπόκεινται σε οιονεί - στατική λοξή συμπίεση υπό γωνία 3°, 7°, 12°, 17° ή 22°. Προκειμένου να επιτευχθεί η επιθυμητή γωνία, μια ειδική βάση έχει κατασκευαστεί (Εικόνα 5.12), της οποίας ο δακτύλιος συγκράτησης του δοκιμίου έχει ύψος 20 mm. Η ταχύτητα της συμπίεσης για κάθε δοκίμιο είναι 20 mm/min.

Πειραματικά αποτελέσματα και ανάλυση αυτών

Κάθε ένα από τα 17 δοκίμια υπόκειται σε οιονεί - στατική συμπίεση, με τη γωνία φόρτισης να κυμαίνεται από 0° ως 22°. Κατά τη διάρκεια της πειραματικής διαδικασίας, τα δεδομένα που προκύπτουν σχηματίζουν δύο διαγράμματα. Το πρώτο είναι το διάγραμμα φορτίου - μετατόπισης και το δεύτερο το διάγραμμα τάσης - παραμόρφωσης. Γίνεται η σύμβαση ότι για κάθε δοκίμιο που υπόκειται σε λοξή φόρτιση, το σημείο της κορυφής του που έρχεται πρώτο σε επαφή με την πλάκα συμπίεσης αναφέρεται ως αριστερό σημείο, ενώ το αντιδιαμετρικό του (που έρχεται σε επαφή με την πλάκα συμπίεσης τελευταίο) λέγεται δεξιό σημείο. Αντίστοιχα χρησιμοποιούνται οι όροι αριστερή και δεξιά πλευρά του δοκιμίου.

Δοκίμια υποκείμενα σε αξονική φόρτιση (δοκίμιο 1a)

Τα δοκίμια 1a, 1b και 1c υπόκεινται σε αξονική συμπίεση. Ο τρόπος κατάρρευσής τους είναι προοδευτική κατάρρευση, όπως φαίνεται και από το χαρακτηριστικό σχήμα μανιταριού που έχουν δοκίμια αφού αστοχήσουν (Εικόνα 6.2). Εξαιτίας της αξονικής του φόρτισης, το δοκίμιο παρουσιάζει συμμετρία στην τελική του μορφή (Εικόνα 6.3). Το φορτίο που ασκείται στο δοκίμιο οδηγεί στη δημιουργία των πρώτων ρωγμών. Καθώς συνεχίζει η άσκηση του φορτίου και η ανάπτυξη των ρωγμών, αρχίζει να εμφανίζεται αποκόλληση μεταξύ των στρώσεων του υλικού ενώ είναι εμφανείς αποκομμένες δέσμες αυτού. Ταυτόχρονα σχηματίζεται η τριγωνική σφήνα η οποία συντελεί στη δημιουργία συνεχών φύλλων στρώσεων, τα οποία κάμπτονται τόσο προς το εξωτερικό, όσο και προς το εσωτερικό του δοκιμίου. Στην απόσχιση των εξωτερικά περιελισσόμενων δεσμών στρώσεων συντελεί και η ανάπτυξη εφελκυστικών τάσεων εξαιτίας της ακτινικής τους επέκτασης. Το υλικό που μαζεύεται στην κορυφή της ρωγμής στην οποία έχει σχηματιστεί η τριγωνική σφήνα είναι ορατό εξαιτίας της ομοιότητάς του με δακτύλιο που

χωρίζει τα φύλλα στρώσεων που αναπτύσσονται προς το εσωτερικό από αυτά που περιελίσσονται εξωτερικά του δοκιμίου (Εικόνα 6.3). Το μέγεθος των φύλλων που περιελίσσονται εξωτερικά αυξάνεται καθώς εξελίσσεται η συμπίεση του δοκιμίου (Εικόνες 6.1a - h). Επίσης, οι δέσμες στρώσεων που περιελίσσονται εξωτερικά του δοκιμίου σχηματίζουν το χαρακτηριστικό σχήμα μανιταριού, καθώς επίσης συντελούν στην αύξηση της αντίστασης τριβής μεταξύ του δοκιμίου και της κινούμενης πλάκας. Οι στρώσεις του υλικού είναι ιδιαιτέρως λεπτές, και σε συνδυασμό με την εξέλιξη της αποκόλλησης που λαμβάνει χώρα μεταξύ τους αλλά και μεταξύ των ινών με τη μήτρα, μικρά τμήματα του υλικού αποσπώνται πλήρως από το δοκίμιο, ενώ παρατηρείται ότι ίνες υλικού προεξέχουν από αυτό. Οι δέσμες στρώσεων που κάμπτονται στο εσωτερικό του δοκιμίου συμβάλλουν στην αύξηση της ποσότητας υλικού που βρίσκεται εκεί, οδηγώντας στην συμπύκνωση (densitification) αυτού. Οι άκρες των προαναφερθέντων δεσμών είναι εμφανείς στο εσωτερικό του δοκιμίου (Εικόνα 6.4). Εξαιτίας του δακτυλίου συγκράτησης, το κάτω μέρος του δοκιμίου παραμένει οπτικά άθικτο από τη συμπίεση.

Οι εικόνες 6.5 και 6.6 παρουσιάζουν τα διαγράμματα φορτίου - μετατόπισης και τάσης - παραμόρφωσης αντίστοιχα. Παρατηρείται ότι το μέγιστο φορτίο επιτυγχάνεται σχεδόν αμέσως μετά την έναρξη της συμπίεσης. Στη συνέχεια, η τιμή του φορτίου μειώνεται απότομα και κυμαίνεται γύρω από μια μέση τιμή, μέχρι να γίνει εμφανής μια σταδιακή αύξησή του. Αναλυτικότερα, όταν αρχίζει να ασκείται φορτίο στο δοκίμιο, υπάρχει αύξηση της τιμής του καθώς το δοκίμιο ακολουθεί ελαστική συμπεριφορά και δεν έχει ξεκινήσει ο σχηματισμός ρωγμών, μέχρι να επιτευχθεί η μέγιστη τιμή του φορτίου. Η προαναφερθείσα τιμή είναι 71,6 kN, 86 kN και 67,9 kN για τα δοκίμια 1a, 1b και 1c αντίστοιχα, ενώ είναι το φορτίο όπου το υλικό αρχίζει να παραμορφώνεται πλαστικά. Δημιουργούνται και αναπτύσσονται ρωγμές, καθώς επίσης φύλλα στρώσεων που κάμπτονται, με αποτέλεσμα να ξεκινά η κατάρρευση του δοκιμίου. Όταν το φορτίο που ασκείται φτάσει τη μέγιστη τιμή του, μπορεί να παρατηρηθεί ένας χαρακτηριστικός οξύς ήχος, ο οποίος σηματοδοτεί τη δημιουργία αξιοσημείωτων ρωγμών και την έναρξη της κατάρρευσης του δοκιμίου. Με την έναρξη της ανάπτυξης των ρωγμών, η αντίσταση του δοκιμίου μειώνεται απότομα, όπως και το φορτίο που του ασκείται. Αυτή η περιοχή της καμπύλης είναι η ζώνη κατάρρευσης (λεπτομέρεια 6.5.1). Όταν το δοκίμιο έχει συμπιεστεί σε μεγάλο βαθμό, υλικό έχει μαζευτεί μέσα σε αυτό με αποτέλεσμα να αυξάνεται η αντίσταση και συνεπώς το απαιτούμενο φορτίο που χρειάζεται για την περαιτέρω συμπίεσή του (λεπτομέρεια 6.5.2). Η καμπύλη τάσης - παραμόρφωσης χαρακτηρίζεται από παρόμοια μορφή, εξαιτίας της συσχέτισης μεταξύ φορτίου και τάσης.

Δοκίμια υποκείμενα σε λοξή φόρτιση υπό γωνία 3° και 7° (δοκίμια 2c και 3b)

Τα δοκίμια που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση υπό γωνία 3° και 7° μπορούν να αναλυθούν ταυτόχρονα εξαιτίας της παρόμοιας συμπεριφοράς που παρουσιάζουν κατά την κατάρρευσή τους. Η κινούμενη πλάκα έρχεται αρχικά σε επαφή όχι με όλη την κορυφή του δοκιμίου, αλλά με το αριστερό του άκρο, εξαιτίας της λοξής τοποθέτησης αυτού (Εικόνες 6.7a και 6.15a). Εξαιτίας της μικρής γωνίας φόρτισης, σύντομα επιτυγχάνεται επαφή της πλάκας με κάθε σημείο της περιφέρειας του δοκιμίου (Εικόνες 6.7b και 6.15b). Η ανάπτυξη ρωγμών και η αποκόλληση αναπτύσσονται νωρίτερα στην αριστερή πλευρά του δοκιμίου με αποτέλεσμα να ξεκινάει ο σχηματισμός περιελισσόμενων φύλλων εξωτερικά του δοκιμίου πριν η πλάκα έρθει σε επαφή με το δεξιό σημείο του. Αυτό σημαίνει ότι η τριγωνική σφήνα έχει ήδη σχηματιστεί και αναπτύσσεται, χωρίζοντας τις δέσμες στρώσεων σε αυτές που κάμπτονται προς το εξωτερικό και αυτές που κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου. Καθώς εξελίσσεται η συμπίεση, το πάχος των φύλλων στρώσεων που περιελίσσονται εξωτερικά του δοκιμίου είναι μεγαλύτερο στη δεξιά πλευρά του από ότι στην αριστερή, όπου περισσότερες δέσμες στρώσεων κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου (Εικόνες 6.7d - h, 6.15c - h, 6.8 και 6.16). Αξιοσημείωτη είναι η συμπεριφορά μιας δέσμης στρώσεων του δοκιμίου 3b, η οποία, πιθανώς λόγω κάποιου ελαττώματος του υλικού που οδήγησε στην πρόωρη δημιουργία περιφερειακής ρωγμής, δεν περιελίσσεται αλλά κάμπτεται και προεξέχει προς τα έξω από το δοκίμιο (Εικόνες 6.7c - d).

Η μορφή των δοκιμίων που κατέρρευσαν έχει το χαρακτηριστικό σχήμα μανιταριού που χαρακτηρίζει την προοδευτική κατάρρευση, χωρίς όμως την ύπαρξη συμμετρίας εξαιτίας της γωνίας φόρτισης. Η προαναφερθείσα μορφή είναι πιο εμφανής στη δεξιά πλευρά των δοκιμίων, λόγω του μεγαλύτερου αριθμού περιελισσόμενων φύλλων, ειδικά όταν πρόκειται για λοξή φόρτιση 7° (Εικόνες 6.8 και 6.16). Τα περιελισσόμενα φύλλα αυξάνουν την αντίσταση τριβής και συνεπώς το απαιτούμενο φορτίο που πρέπει να ασκηθεί στο δοκίμιο. Η ανάπτυξη των ρωγμών, ειδικά κατά τα πρώτα στάδια της συμπίεσης, συνοδεύεται από χαρακτηριστικό οξύ ήχο. Τα δοκίμια μετά την απομάκρυνση της κινούμενης πλάκας τείνουν να αποσυμπιεστούν ελαφρώς (Εικόνες 6.10 και 6.18).

Στις εικόνες 6.9 και 6.19 παρατηρείται να έχει σχηματιστεί ένας δακτύλιος υλικού ανάμεσα στις δέσμες στρώσεων που κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου και αυτές που περιελίσσονται εξωτερικά αυτού. Πρόκειται για θρυμματοποιημένο υλικό που έχει μαζευτεί στην κορυφή της κύριας ρωγμής, στην οποία αναπτύσσεται η τριγωνική σφήνα. Επιπλέον, λόγω της απόσχισης και δημιουργίας των δεσμών στρώσεων που περιελίσσονται εξωτερικά, η διεύθυνση των ινών κάθε στρώσης μπορεί να προσδιοριστεί (Εικόνες 6.12 και 6.20). Όταν από την άκρη (κατά την ακτινική κατεύθυνση) της δέσμης στρώσεων είναι εμφανείς αποκολλημένες ίνες πρόκειται για ύφασμα κατεύθυνσης 90° . Αντιθέτως, όταν η προαναφερθείσα άκρη είναι μακροσκοπικά λεία, η κατεύθυνση των ινών είναι 0° .

Τα διαγράμματα φορτίου - μετατόπισης για τις γωνίες των 3° και των 7° παρουσιάζουν πολλές ομοιότητες (Εικόνες 6.13 και 6.21). Σε αντίθεση με την περίπτωση της αξονικής φόρτισης, η αύξηση του φορτίου κατά τα πρώτα στάδια της συμπίεσης γίνεται σταδιακά. Αρχικά, το δοκίμιο ακολουθεί ολόκληρο ελαστική συμπεριφορά, μέχρι να δημιουργηθούν οι πρώτες ρωγμές, το σημείο εμφάνισης των οποίων αποτυπώνεται στο διάγραμμα ως μια αλλαγή στην κλίση της καμπύλης, ενώ διακυμάνσεις της τιμής του φορτίου αρχίζουν να γίνονται εμφανείς (Λεπτομέρειες 6.13.1 και 6.21.1). Έπειτα, η αριστερή πλευρά του δοκιμίου, όπου σχηματίστηκαν οι πρώτες ρωγμές, παραμορφώνεται πλαστικά, αλλά το υπόλοιπο δοκίμιο συνεχίζει να χαρακτηρίζεται από ελαστική συμπεριφορά. Σταδιακά, ρωγμές αναπτύσσονται και στην υπόλοιπη περιφέρεια του δοκιμίου, μέχρι να ξεκινήσει κάθε σημείο της να παραμορφώνεται πλαστικά. Η περιοχή μεταξύ του σημείου όπου το αριστερό άκρο του δοκιμίου αρχίζει να παραμορφώνεται πλαστικά και του σημείου όπου η πλαστική παραμόρφωση ξεκινάει και στο δεξιό άκρο αποτελεί μια μεταβατική περιοχή (Λεπτομέρειες 6.13.2 και 6.21.2). Η προαναφερθείσα μεταβατική περιοχή μπορεί να θεωρηθεί κομμάτι της ζώνης κατάρρευσης του δοκιμίου.

Η ζώνη κατάρρευσης αρχίζει με την πλαστική παραμόρφωση του δεξιού άκρου του δοκιμίου, και τελειώνει όταν ξεκινάει η περιοχή συμπύκνωσης αυτού (Λεπτομέρειες 6.13.3 και 6.21.3). Η ζώνη κατάρρευσης ξεκινάει λίγο αργότερα στο δοκίμιο που υπόκειται σε λοξή φόρτιση 7° από εκείνο που η αντίστοιχη γωνία είναι 3° . Αυτό είναι αποτέλεσμα της μεγαλύτερης γωνίας φόρτισης, διότι συνεπάγεται ότι η κινούμενη πλάκα θα έχει να διανύσει μεγαλύτερη απόσταση μέχρι να έρθει σε επαφή με το δεξιό άκρο του δοκιμίου. Η τιμή του φορτίου της συγκεκριμένης περιοχής είναι περίπου ίση με εκείνη του μέσου φορτίου, ενώ διακυμαίνεται γύρω από μια μέση τιμή. Οι διάφορες διακυμάνσεις σχετίζονται κυρίως με την ανάγκη ελαφράς αύξησης του φορτίου ως προς την ανάπτυξη ρωγμών και την υπέρβαση της αντίστασης λόγω της τριβής, ώστε να συνεχιστεί η κατάρρευση. Η περιοχή συμπύκνωσης σχετίζεται με μια σχετικά απότομη αύξηση του φορτίου κατά τα τελευταία στάδια της συμπίεσης (Λεπτομέρειες 6.13.4 και 6.21.4). Η αύξηση του φορτίου προκύπτει από τη συγκέντρωση μεγάλου όγκου υλικού μέσα στο εναπομένον δοκίμιο, η οποία αυξάνει την αντίσταση που δέχεται η κινούμενη πλάκα.

Δοκίμια υποκείμενα σε λοξή φόρτιση υπό γωνία 12° και 17° (δοκίμια 4c και 5c)

Τα δοκίμια που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση υπό γωνία 12° και 17° αναλύονται ταυτόχρονα, λόγω των ομοιοτήτων τους. Στα αρχικά στάδια της συμπίεσης, η κινούμενη πλάκα έρχεται σε επαφή πρώτα με το αριστερό άκρο του εκάστοτε δοκιμίου (Εικόνες 6.23a και 6.31a). Καθώς εξελίσσεται η συμπίεση, ρωγμές σχηματίζονται οδηγώντας στην αποκόλληση και την κάμψη των δεσμών στρώσεων, καθώς και τη

περιέλιξη ενός μέρους δεσμών που εκτείνονται προς το εξωτερικό του δοκιμίου. Ταυτόχρονα, η πλάκα συνεχίζει να έρχεται σε επαφή με την υπόλοιπη κορυφή του δοκιμίου, μέχρι να αρχίσει η συμπίεση και του δεξιού άκρου (Εικόνες 6.23b και 6.31b), άρα και η εμφάνιση των προαναφερθέντων μηχανισμών κατάρρευσης. Λόγω της γωνίας φόρτισης, οι δέσμες στρώσεων στη δεξιά πλευρά του δοκιμίου κάμπτονται πιο πολύ από ότι στην αριστερή. Στην αριστερή πλευρά οι δέσμες στρώσεων κάμπτονται μόνο προς το εσωτερικό του δοκιμίου. Επίσης, τα φύλλα στρώσεων στη δεξιά πλευρά των δοκιμίων κάμπτονται προς τα έξω, εμφανίζοντας λίγη ως καθόλου περιέλιξη. Μια ελαφριά περιέλιξη είναι εμφανής κατά τα τελευταία στάδια της συμπίεσης. Τα φύλλα της δεξιάς πλευράς επίσης έχουν αξιοσημείωτο πλάτος, η αποκόλλησή τους είναι έντονη, ενώ λόγω της μεγάλης γωνίας φόρτισης που οδηγεί στην κάμψη τους παράλληλα με την κινούμενη πλάκα φαίνεται να χαρακτηρίζονται από έναν προσανατολισμό προς τα πάνω (Εικόνες 6.24 και 6.32). Οι δέσμες στρώσεων που κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου συμπίεζονται περαιτέρω και εν τέλει θρυμματοποιούνται. Ακόμη, μπορούν να παρατηρηθούν οι ρωγμές που σχηματίζονται και οδηγούν στην απόσχιση των φύλλων που αναπτύσσονται προς το εξωτερικό του δοκιμίου, έχοντας ως αποτέλεσμα την αποκόλληση και την κάμψη αυτών (Εικόνες 6.26, 6.28, 6.34 και 6.36). Η μοναδική περιέλιξη δεσμών στρώσεων είναι εμφανής περίπου στο μέσο μεταξύ του αριστερού και δεξιού ακραίου σημείου του δοκιμίου. Στο αριστερό άκρο, η τριγωνική σφήνα σχηματίζεται κοντά στην εξωτερική επιφάνεια του δοκιμίου που υπόκειται σε φόρτιση υπό γωνία 12° , ενώ δε σχηματίζεται καθόλου στο δοκίμιο της μεγαλύτερης γωνίας. Αυτό φαίνεται και από τις δέσμες στρώσεων που κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου των οποίων η εξωτερική στρώση υφάσματος πλέξης twill είναι εμφανές (Εικόνες 6.26 και 6.34). Αντίστοιχα, όσο πιο κοντά είναι ένα σημείο στο δεξιό άκρο του δοκιμίου, η τριγωνική σφήνα σχηματίζεται όλο και πιο κοντά στην εσωτερική επιφάνεια αυτού, μέχρις ότου παύει να υπάρχει, όπως πιθανόν συμβαίνει για το δοκίμιο που υπόκειται σε φόρτιση υπό γωνία 17° , στο οποίο η κάμψη των δεσμών στρώσεων είναι ιδιαίτερα έντονη.

Τα φύλλα στρώσεων που κάμπτονται εξωτερικά του δοκιμίου παρέχουν πληροφορίες σχετικά με τη διεύθυνση των ινών των στρώσεων υλικού (Εικόνες 6.28 και 6.36). Όπως αναφέρθηκε και παραπάνω, όταν η άκρη των δεσμών στρώσεων είναι λεία, τότε οι ίνες έχουν διεύθυνση 0° . Αντίθετα, στην περίπτωση που προεξέχουν ίνες, η διεύθυνση είναι 90° . Μελετώντας τις εικόνες των δοκιμίων που έχουν υποστεί λοξή φόρτιση και με βάση την παραπάνω παρατήρηση, εξάγεται το συμπέρασμα ότι μόνο η εξωτερική στρώση του υλικού χαρακτηρίζεται από πλέξη twill, καθώς όλες οι άλλες στρώσεις είναι μονοδιευθυντικές. Το σχήμα μανιταριού που χαρακτηρίζει τα δοκίμια που έχουν καταρρεύσει σύμφωνα με τον τρόπο της προοδευτικής κατάρρευσης δεν είναι τόσο εμφανές λόγω της μεγάλης γωνίας φόρτισης, παρόλο που μερικά φύλλα στρώσεων περιελίσσονται εξωτερικά του δοκιμίου και η συνολική μορφή παρουσιάζει ομοιότητες (Εικόνες 6.24 και 6.32).

Όπως και προηγουμένως, τα διαγράμματα φορτίου - μετατόπισης (Εικόνες 6.29 και 6.37) μπορούν να χωριστούν σε τέσσερις ζώνες. Η πρώτη είναι η περιοχή όπου το σύνολο του δοκιμίου ακολουθεί ελαστική συμπεριφορά. Η καμπύλη του φορτίου αυξάνεται απότομα, μέχρι το σημείο όπου αλλάζει η κλίση της, ενώ διακυμάνσεις σε αυτήν αρχίζουν να γίνονται εμφανείς (Λεπτομέρειες 6.29.1 και 6.37.1). Το σημείο αυτό αντιστοιχεί στην ανάπτυξη των πρώτων ρωγμών. Η δεύτερη περιοχή είναι η μεταβατική, όπου έχει αρχίσει η πλαστική παραμόρφωση στο αριστερό μέρος της περιφέρειας του δοκιμίου. Οι ρωγμές που ευθύνονται γι' αυτή σταδιακά αναπτύσσονται σε σημεία ολόκληρης της περιφέρειας, μέχρι η κινούμενη πλάκα να έρθει σε επαφή με το δεξιό άκρο του δοκιμίου και να δημιουργηθούν ρωγμές, άρα να ξεκινήσει η πλαστική παραμόρφωση, και εκεί (Λεπτομέρειες 6.29.2 και 6.27.2). Η τρίτη περιοχή είναι η ζώνη κατάρρευσης (Λεπτομέρειες 6.29.3 και 6.37.3). Οι ρωγμές και οι υπόλοιποι μηχανισμοί κατάρρευσης αναπτύσσονται, ενώ η κατάρρευση του δοκιμίου συνεχίζει να υφίσταται. Η τιμή του φορτίου διακυμαίνεται γύρω από μια μέση τιμή. Η περιοχή συμπίκνωσης αντιστοιχεί σε μια αύξηση του φορτίου προς το τέλος της συμπίεσης, παρόλο που η συμπίεση των δύο εξεταζόμενων δοκιμίων έλαβε τέλος πριν αρχίσει να αυξάνεται ιδιαίτερα η τιμή του φορτίου (Λεπτομέρειες 6.29.4 και 6.37.4).

Δοκίμια υποκείμενα σε λοξή φόρτιση υπό γωνία 22° (δοκίμιο 6b)

Η μεγαλύτερη γωνία κατά την οποία τα δοκίμια υπόκεινται σε λοξή φόρτιση είναι 22°. Ο κύριος μηχανισμός αστοχίας είναι η κάμψη των δεσμών στρώσεων, ενώ η περιέλιξη αυτών εξωτερικά του δοκιμίου είναι ιδιαίτερος μεμονωμένη (Εικόνες 6.39a - h). Οι δέσμες στρώσεων της αριστερής πλευράς του δοκιμίου υπόκεινται μόνο σε κάμψη προς τα δεξιά. Η μορφή του δοκιμίου που έχει υποστεί κατάρρευση παρουσιάζει τις δέσμες στρώσεων της δεξιάς πλευράς να έχουν κατεύθυνση προς τα πάνω (Εικόνα 6.40). Αυτό είναι αποτέλεσμα της μεγάλης γωνίας φόρτισης, ενώ κατά τη διάρκεια της συμπίεσης οι προαναφερθείσες δέσμες κάμπτονται παράλληλα προς την κινούμενη πλάκα (Εικόνα 6.43).

Αν και το σχήμα του δοκιμίου που έχει καταρρεύσει δε θυμίζει αυτό του μανιταριού, υπάρχουν χαρακτηριστικά της προοδευτικής κατάρρευσης. Είναι εμφανή συνεχόμενα φύλλα στρώσεων, τα οποία έχουν υποστεί κάμψη, καθώς και η ανάπτυξη μηχανισμών αστοχίας όπως ρωγμές και αποκόλληση. Η μεγαλύτερη ρωγμή του δοκιμίου έχει σχηματιστεί στη δεξιά πλευρά αυτού (Εικόνα 6.44). Αξίζει να σημειωθεί ότι η μεγάλη γωνία φόρτισης είχε ως αποτέλεσμα μεγάλο μέρος των δεσμών στρώσεων της αριστερής πλευράς του δοκιμίου να καμφθούν προς τα δεξιά και παράλληλα στην κινούμενη πλάκα, αλλά όχι προς το εσωτερικό του δοκιμίου. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα το δοκίμιο να είναι μερικώς διαμπερές, ενώ δεν υπάρχει θρυμματοποιημένο υλικό στο εσωτερικό του (Εικόνα 6.41). Κάποιες από τις προαναφερθείσες

δέσμες στρώσεων είναι ιδιαίτερος φθαρμένες και θρυμματισμένες, εξαιτίας της τριβής που αναπτύσσεται ανάμεσα σε αυτές και στην κινούμενη πλάκα (Εικόνα 6.43). Λόγω της κάμψης της συντριπτικής πλειοψηφίας των δεσμών στρώσεων εξάγεται το συμπέρασμα ότι η τριγωνική σφήνα είναι σχεδόν εντελώς απύσχα (εξαιρέση ίσως αποτελούν τα μεμονωμένα φύλλα στρώσεων που περιελίσσονται).

Μπορεί να θεωρηθεί ότι έξι κύριες ρωγμές έχουν σχηματιστεί, μία εξ αυτών ανάμεσα στα δύο κύρια φύλλα που σχηματίζονται στην αριστερή πλευρά του δοκιμίου, μία στη δεξιά πλευρά αντιδιαμετρικά της πρώτης, και μία σε κάθε πλευρά των φύλλων που περιελίσσονται εξωτερικά (Εικόνες 6.42 και 6.44). Ο σχηματισμός αυτών των ρωγμών σχετίζεται με αυξημένη συγκέντρωση τάσεων στα σημεία που αναπτύσσονται, ενώ επίσης, μαζί με μικρότερες ρωγμές, συνεισφέρουν στην αποκόλληση των στρώσεων. Είναι εμφανές ότι η εξωτερική στρώση υλικού που χαρακτηρίζεται από πλέξη twill σχηματίζονται πιο πλατιά φύλλα, άρα και λιγότερες ρωγμές που οδηγούν στην απόσχιση τους από ότι στις μονοδιευθυντικές στρώσεις. Αυτό ενδεχομένως οφείλεται στις μηχανικές ιδιότητες του πλεκτού υφάσματος που μπορεί να αποτρέπει την ανάπτυξη μικρότερων ρωγμών. Όπως και στις προηγούμενες περιπτώσεις, οι άκρες των δεσμών στρώσεων οδηγούν στον προσδιορισμό της διεύθυνσης των ινών κάθε στρώσης.

Το διάγραμμα φορτίου - μετατόπισης (Εικόνα 6.45) χαρακτηρίζεται από τέσσερις ζώνες. Η πρώτη είναι η περιοχή όπου το δοκίμιο παρουσιάζει ελαστική συμπεριφορά, μια και δεν έχει αρχίσει η δημιουργία των ρωγμών και η πλαστική παραμόρφωση (Λεπτομέρεια 6.45.1). Με την έναρξη της ανάπτυξης των ρωγμών στο αριστερό άκρο του δοκιμίου, κάτι που απεικονίζεται ως αλλαγή της κλίσης της καμπύλης και εμφάνιση διακυμάνσεων, ξεκινάει η μεταβατική περιοχή, ενώ η κινούμενη πλάκα έρχεται σταδιακά σε επαφή με όλη την περιφέρεια του δοκιμίου (Λεπτομέρεια 6.45.2). Αυτή η σταδιακή επαφή αυξάνει το απαιτούμενο φορτίο για τη συμπίεση του δοκιμίου. Όταν η κινούμενη πλάκα έρθει σε επαφή με ολόκληρο το δοκίμιο και αρχίσει η ανάπτυξη ρωγμών και συνεπώς η πλαστική παραμόρφωση στο δεξιό του άκρο, το δοκίμιο εισέρχεται στη ζώνη κατάρρευσης (Λεπτομέρεια 6.45.3), όπου το φορτίο διακυμαίνεται γύρω από μια μέση τιμή. Τέλος, είναι η περιοχή συμπίεσης (Λεπτομέρεια 6.45.4) όπου εξαιτίας του υλικού που έχει μαζευτεί από τις δέσμες που υπόκεινται σε κάμψη αυξάνεται το απαιτούμενο φορτίο για τη συνέχιση της συμπίεσης.

Συνολικές παρατηρήσεις

Η συμπεριφορά των δοκιμίων, καθώς και οι μηχανισμοί κατάρρευσης αυτών, παρουσιάζει μεγάλες διαφορές ανάμεσα στα δοκίμια που υπόκεινται σε αξονική φόρτιση και σε αυτά που συμπιέζονται υπό γωνία 22°, με την πλειονότητα των διαφορών να εμφανίζεται σταδιακά καθώς αυξάνεται η γωνία φόρτισης.

Τα δοκίμια που συμπιέζονται αξονικά παρουσιάζουν τη μορφή μανιταριού που χαρακτηρίζει την προοδευτική κατάρρευση. Την ίδια μορφή, χωρίς όμως τη συμμετρία, παρουσιάζουν τα δοκίμια που υπόκεινται φόρτιση 3° ή 7° . Τα δοκίμια των οποίων η γωνία φόρτισης είναι 12° ή παραπάνω κυριαρχούνται από τον μηχανισμό της κάμψης, οπότε η τελική τους μορφή φέρει ελάχιστη ή καθόλου ομοιότητα με αυτή του μανιταριού. Με την αύξηση της γωνίας η τριγωνική σφήνα σχηματίζεται πιο κοντά στην επιφάνεια του δοκιμίου που έρχεται πρώτη σε επαφή με την κινούμενη πλάκα, μέχρι που παύει ο σχηματισμός της, ενώ μεταβάλλεται ο αριθμός των δεσμών στρώσεων που κάμπτεται προς το εσωτερικό ή το εξωτερικό του δοκιμίου. Η αύξηση της γωνίας οδηγεί επίσης στη μείωση των δεσμών στρώσεων που περιελίσσονται προς το εξωτερικό του δοκιμίου και την αντικατάστασή τους με φύλλα που υπόκεινται σε κάμψη (Εικόνα 6.47).

Το διάγραμμα 6.48 παρουσιάζει τις καμπύλες του φορτίου - μετατόπισης για κάθε γωνία φόρτισης. Στην περίπτωση της αξονικής φόρτισης το μέγιστο φορτίο επιτυγχάνεται απότομα πολύ κοντά στην έναρξη της κατάρρευσης, μια και η κινούμενη πλάκα έρχεται σε επαφή με όλη την περιφέρεια του δοκιμίου, ενώ ο ταυτόχρονος σχηματισμός των απαιτούμενων ρωγμών για την έναρξη της κατάρρευσης απαιτεί μεγάλη αύξηση του φορτίου. Η μετατόπιση της κινούμενης πλάκας που αντιστοιχεί στο τέλος της ελαστικής περιοχής είναι ίδια ανεξαρτήτως της γωνίας φόρτισης, μια και η έναρξη του σχηματισμού των πρώτων ρωγμών σε ολόκληρο ή μέρος της περιφέρειας του δοκιμίου δεν εξαρτάται από τη γωνία φόρτισης. Από τη γωνία φόρτισης αντίθετα εξαρτάται ο χρόνος που χρειάζεται η κινούμενη πλάκα για να έρθει σε επαφή με το υπόλοιπο δοκίμιο και κατά συνέπεια για να γίνει ο σχηματισμός των πρώτων ρωγμών σε κάθε σημείο της περιφέρειας αυτού, καθώς και η τιμή του απαιτούμενου φορτίου για να επιτευχθεί αυτό. Συνεπώς, η αύξηση της γωνίας έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση της μεταβατικής περιοχής και τη μείωση της κλίσης της. Το μέσο φορτίο της ζώνης κατάρρευσης μειώνεται ελαφρά καθώς αυξάνεται η γωνία φόρτισης από τις 0° στις 7° , αλλά από τις 7° η μείωση είναι ιδιαίτερα αισθητή. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι στα δοκίμια που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση 12° ή παραπάνω οι μηχανισμοί κατάρρευσης που σχετίζονται με την αύξηση της αντίστασης τριβής και άρα την άσκηση μεγαλύτερης τιμής φορτίου, όπως ο σχηματισμός της τριγωνικής σφήνας και των φύλλων που περιελίσσονται εξωτερικά του δοκιμίου, αντικαθίσταται με την κάμψη των δεσμών στρώσεων, για την οποία λιγότερο φορτίο είναι απαραίτητο. Το μικρότερο μέσο φορτίο στη ζώνη κατάρρευσης σχετίζεται με λιγότερη ικανότητα απορρόφησης ενέργειας, με αποτέλεσμα να αναμένεται να μειωθεί σημαντικά όταν η γωνία φόρτισης είναι 12° ή παραπάνω.

Δείκτες αξιολόγησης

Οι δείκτες αξιολόγησης καθορίζουν την αποτελεσματικότητα ενός κελύφους απορρόφησης ενέργειας. Στην περίπτωση που προκληθεί σύγκρουση, είναι απαραίτητο τα κελύφη απορρόφησης ενέργειας να έχουν τη δυνατότητα να απορροφούν την περισσότερη δυνατή κινητική ενέργεια σύμφωνα με ένα ελεγχόμενο μοτίβο αστοχίας, αλλά ταυτόχρονα το μέγιστο φορτίο να παραμένει κάτω από μια οριακή τιμή ώστε να προστατευτούν οι επιβάτες και το φορτίο ενός οχήματος. Οι δείκτες αξιολόγησης που εξετάζονται είναι το μέγιστο φορτίο (peak crashing force - PCF), η απορρόφηση ενέργειας (absorbed energy - AE), το μέσο φορτίο (mean crashing force - MCF), η ειδική απορρόφηση ενέργειας (specific energy absorption - SEA), η απόδοση της δύναμης κατάρρευσης (crash force efficiency - CFE) και ο δείκτης ομοιογένειας φορτίου (load uniformity - LU). Ο πίνακας 5 παρουσιάζει τους δείκτες αξιολόγησης για τα 17 δοκίμια που εξετάστηκαν, οι οποίοι υπολογίστηκαν σύμφωνα με ό,τι αναφέρεται στην ενότητα του θεωρητικού υποβάθρου και με τη χρήση κώδικα MATLAB.

Η μάζα των δοκιμίων κυμαίνεται από 26,0 gr μέχρι 26,9 gr, ενώ η μέση της τιμή είναι ίση με 26,6 gr. Ο υπολογισμός τα μάζας του δοκιμίου που έχει καταρρεύσει γίνεται μέσω της πυκνότητας αυτού.

Η τιμή του μέγιστου φορτίου κυμαίνεται από 86,009 kN (δοκίμιο 1b) μέχρι 13,374 kN (δοκίμιο 6a). Κατά την αξονική φόρτιση, το μέγιστο φορτίο πρέπει να είναι αρκετά μεγάλο ώστε να γίνεται πλαστική παραμόρφωση του δοκιμίου και κατά συνέπεια να απορροφάται περισσότερη ενέργεια, ενώ ταυτόχρονα πρέπει να είναι μικρότερο από μια οριακή τιμή. Στην περίπτωση της λοξής φόρτισης, μια και η επαφή της κινούμενης πλάκας με το δοκίμιο γίνεται σταδιακά και άρα το φορτίο που είναι απαραίτητο για τη δημιουργία των πρώτων ρωγμών ασκείται επίσης σταδιακά, το μέγιστο φορτίο έχει πολύ μικρότερη τιμή από την περίπτωση της αξονικής φόρτισης. Η μέγιστη τιμή του είναι είτε όταν σχηματίζονται οι αρχικές ρωγμές στο δεξιό άκρο του δοκιμίου, είτε κατά την προοδευτική κατάρρευση αυτού, είτε κατά την συμπίκνωσή του (αν υπάρχει). Κατά συνέπεια, το μέγιστο φορτίο κατά τη λοξή φόρτιση είναι λιγότερο σημαντικός δείκτης αξιολόγησης απ' ό,τι κατά την αξονική, ενώ σε κάθε περίπτωση δεν επηρεάζει ιδιαίτερα την απορρόφηση ενέργειας.

Η εικόνα 7.1 παρουσιάζει το μέγιστο φορτίο που ασκείται σε κάθε δοκίμιο, όπως και το μέσο μέγιστο φορτίο κάθε ομάδας δοκιμίων. Ενώ η τιμή του μέγιστου φορτίου δε διαφέρει σημαντικά στα δοκίμια κάθε ομάδας που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση εξαιτίας της σταδιακής εφαρμογής του και κατά συνέπεια του σταδιακού σχηματισμού των αρχικών ρωγμών, υπάρχει αξιοσημείωτη διαφορά μεταξύ των τριών αξονικά φορτισμένων δοκιμίων (Πίνακας 6). Αυτό είναι αποτέλεσμα της ταυτόχρονης και στιγμιαίας εφαρμογής του μέγιστου φορτίου σε όλη την περιφέρεια του κάθε αξονικά φορτισμένου δοκιμίου ενώ το φορτίο που

είναι απαραίτητο ώστε να σχηματιστούν οι αρχικές ρωγμές εξαρτάται από τις ιδιότητες των ινών και της μήτρας του υλικού. Η τιμή του μέσου μέγιστου φορτίου μειώνεται σημαντικά από τις 7° στις 12°, εξαιτίας της αντικατάστασης των μηχανισμών κατάρρευσης που απαιτούν μεγαλύτερο φορτίο λόγω της αυξημένης αντίστασης τριβής (περιελισσόμενα φύλλα, τριγωνική σφήνα), με την κάμψη των δεσμών στρώσεων, που σχετίζεται με μικρότερες τιμές του φορτίου.

Η απορρόφηση ενέργειας κυμαίνεται από 1872,972 J (δοκίμιο 2c) μέχρι 639,937 J (δοκίμιο 6a). Οι μηχανισμοί αντίστασης, όπως η τριβή ανάμεσα στις επιφάνειες του δοκιμίου και της κινούμενης πλάκας, τα περιελισσόμενα εξωτερικά φύλλα, η τριγωνική σφήνα, η αποκόλληση και η ανάπτυξη μικρορωγμών, οδηγούν σε αύξηση της απορρόφησης ενέργειας. Επίσης, όσο μεγαλύτερο το ενεργό μήκος του κελύφους απορρόφησης ενέργειας, τόσο περισσότερη πλαστική παραμόρφωση μπορεί να υποστεί και άρα απορροφάται περισσότερη ενέργεια. Εξαιτίας του γεγονότος ότι η παραμόρφωση που υφίστανται τα δοκίμια που υπόκεινται σε αξονική φόρτιση (~65 mm) είναι μικρότερη από εκείνη των δοκιμίων σε λοξή φόρτιση (~68 - 75mm), λόγω της επιλογής αυξημένου περιθωρίου ασφαλείας στην πρώτη περίπτωση, η απορρόφηση ενέργειας στα δοκίμια που υπόκεινται σε φόρτιση υπό γωνία 3° είναι μεγαλύτερη (εικόνα 7.2). Η μεγάλη μείωση της απορρόφησης ενέργειας ανάμεσα στα δοκίμια που φορτίζονται υπό γωνία 7° με εκείνα που φορτίζονται υπό γωνία 12° οφείλεται στην αντικατάσταση των περιελισσόμενων εξωτερικά φύλλων και του σχηματισμού της τριγωνικής σφήνας (που σχετίζονται με αύξηση της απορρόφησης ενέργειας) με της κάμψη των δεσμών στρώσεων. Συνεπώς η λοξή φόρτιση μειώνει την ικανότητα απορρόφησης ενέργειας ενός δοκιμίου.

Η τιμή του μέσου φορτίου κυμαίνεται από 27,359 kN (δοκίμιο 1c) μέχρι 9,507 kN (δοκίμιο 6a). Όσο πιο μεγάλη η τιμή του μέσου φορτίου, τόσο περισσότερη ενέργεια απορροφάται. Όπως αναφέρθηκε και προηγουμένως, η αύξηση του φορτίου οφείλεται στην ανάπτυξη μηχανισμών που αυξάνουν την αντίσταση που δέχεται η κινούμενη πλάκα, ενώ η μείωση του φορτίου σχετίζεται με την αντικατάστασή τους με την κάμψη των δεσμών στρώσεων. Το μέσο φορτίο, ειδικά κατά την αξονική φόρτιση, δεν επηρεάζεται από το μέγιστο φορτίο (Εικόνα 7.3).

Η ειδική απορρόφηση ενέργειας είναι ένας από τους πιο σημαντικούς δείκτες αξιολόγησης. Η τιμή της κυμαίνεται από 100,941 J/g (δοκίμιο 1c) μέχρι 35,358 J/g (δοκίμιο 6a) και υπολογίζεται ως ο λόγος της απορρόφησης ενέργειας προς τη μάζα του μέρους του δοκιμίου που έχει καταρρεύσει. Συνεπώς η ειδική απορρόφηση ενέργειας δεν εξαρτάται από την παραμόρφωση του δοκιμίου, με αποτέλεσμα να είναι εφικτή η σύγκριση ανάμεσα σε κελύφη απορρόφησης ενέργειας με διαφορετικό μήκος παραμόρφωσης. Άρα, σε αντίθεση με την απορρόφηση ενέργειας, τα δοκίμια που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση υπό γωνία 3° έχουν μικρότερη ειδική απορρόφηση ενέργειας από ότι τα αξονικά φορτισμένα δοκίμια (Εικόνα 7.4). Είναι επιθυμητή η μεγάλη τιμή του συγκεκριμένου δείκτη, διότι σχετίζεται με καλύτερη ικανότητα απορρόφησης

ενέργειας μια και περισσότερη ενέργεια απορροφάται ανά μονάδα μάζας. Με την αύξηση της γωνίας φόρτισης, η ειδική απορρόφηση ενέργειας μειώνεται. Χαρακτηριστικό αποτελεί ότι η ειδική απορρόφηση ενέργειας των δοκιμίων που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση γωνίας 17° είναι περίπου η μισή των αξονικά φορτισμένων δοκιμίων. Η μείωση της τιμής του συγκεκριμένου δείκτη είναι αποτέλεσμα της σταδιακής αντικατάστασης των μηχανισμών που αυξάνουν την αντίσταση και κατά συνέπεια σχετίζονται με περισσότερη απορρόφηση ενέργειας (περιελισσόμενα φύλλα στρώσεων, τριγωνική σφήνα) με τον μηχανισμό της κάμψης των δεσμών στρώσεων.

Η απόδοση της δύναμης κατάρρευσης είναι επίσης πολύ σημαντικός δείκτης αξιολόγησης. Οι τιμές του κυμαίνονται από 0,301 (δοκίμιο 1b) μέχρι 0,821 (δοκίμιο 4a), ενώ πρόκειται για τον λόγο του μέγιστου προς το μέσο φορτίο. Είναι επιθυμητό η τιμή του συγκεκριμένου δείκτη να είναι κοντά στη μονάδα διότι κατά αυτόν τον τρόπο είναι πιο ομαλή η επιβράδυνση που υφίστανται οι επιβάτες και το φορτίο ενός οχήματος κατά την περίπτωση σύγκρουσης. Μια μεγάλη τιμή του συγκεκριμένου δείκτη σχετίζεται με λιγότερες πιθανότητες τραυματισμού του αυχένα ή του κεφαλιού των επιβαινόντων σε ένα όχημα. Λόγω της διαφοράς που επικρατεί ανάμεσα στις τιμές του μέγιστου και του μέσου φορτίου τους, όπως αναλύθηκε παραπάνω, τα δοκίμια που υπόκεινται σε αξονική φόρτιση χαρακτηρίζονται από χαμηλές τιμές απόδοσης της δύναμης κατάρρευσης, σε αντίθεση με τα δοκίμια που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση (Εικόνα 7.5). Επιπλέον, οι τιμές του δείκτη της απόδοσης της δύναμης κατάρρευσης για τα αξονικά φορτισμένα δοκίμια έχουν αξιοσημείωτο εύρος, λόγω του εύρους των τιμών του μέγιστου φορτίου. Οι τιμές του συγκεκριμένου δείκτη για τα δοκίμια που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση 3° και 7° , όπως αντίστοιχα και για εκείνα των οποίων η γωνία φόρτισης είναι 12° και 17° , είναι ιδιαίτερα κοντινές. Και στις δύο περιπτώσεις τα μέσα φορτία των αντίστοιχων δοκιμίων έχουν παρεμφερείς τιμές. Οι παρόμοιοι μηχανισμοί κατάρρευσης που χαρακτηρίζουν τις δύο προαναφερθείσες περιπτώσεις καθιστούν αναμενόμενη την παρόμοια συμπεριφορά των δοκιμίων στην περίπτωση σύγκρουσης, συμπεριλαμβανομένης της επιβράδυνσης. Στην πρώτη περίπτωση το μέγιστο φορτίο επιτυγχάνεται κατά τη συμπίκνωση του υλικού των δοκιμίων, άρα οι τιμές του φορτίου των δοκιμίων είναι κοντινές, ενώ υπάρχει μείωση της τιμής του δείκτη της απόδοσης της δύναμης κατάρρευσης. Τα δοκίμια των οποίων η γωνία φόρτισης είναι 12° και 17° έχουν τις μεγαλύτερες τιμές αυτού του δείκτη (περίπου 0,8), συνεπώς, όσο αφορά την επιβράδυνση, έχουν υψηλή αποτελεσματικότητα ως κελύφη απορρόφησης ενέργειας.

Ο δείκτης ανομοιομορφίας κυμαίνεται από 1,218 (δοκίμιο 4a) μέχρι 3,325 (δοκίμιο 1b). Εξαιτίας του ότι ο συγκεκριμένος δείκτης είναι ο αντίστροφος λόγος του δείκτη της απόδοσης της δύναμης κατάρρευσης, ισχύουν οι αντίστοιχες παρατηρήσεις με παραπάνω.

Η αύξηση της γωνίας οδηγεί σε μείωση του μέγιστου και μέσου φορτίου, καθώς και της ειδικής απορρόφησης ενέργειας, ενώ ακόμη η ελάττωση της τιμής του τελευταίου δείκτη υποδηλώνει τη μείωση

της ικανότητας απορρόφησης ενέργειας ενός δοκιμίου. Από την άλλη, τα κελύφη απορρόφησης ενέργειας που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση χαρακτηρίζονται από μεγαλύτερη τιμή του δείκτη της απόδοσης της δύναμης κατάρρευσης, συνεπώς η επιβράδυνση που υφίστανται σε περίπτωση σύγκρουσης οι επιβάτες και το φορτίο είναι μικρότερη.

Στερεοσκοπική Ανάλυση

Προκειμένου να επιτευχθεί μια πιο ενδελεχής κατανόηση της συμπεριφοράς των δοκιμίων κατά την κατάρρευσή τους, καθώς και των μηχανισμών που τη διέπουν, διεξήχθη στερεοσκοπική ανάλυση σε ένα δοκίμιο ανά γωνία φόρτισης. Σε κάθε δοκίμιο πραγματοποιήθηκαν τομές ώστε να προκύψουν 2, 3 ή 4 επιμέρους τμήματα αυτού.

Γωνία φόρτισης ίση με 0°

Στην εικόνα 8.1 μπορεί να παρατηρηθεί ένας δακτύλιος υλικού που χωρίζει τις δέσμες στρώσεων που κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου με εκείνες που περιελίσσονται εξωτερικά αυτού. Το υλικό αυτό έχει προέλθει από κομμάτια του δοκιμίου που αποσχίστηκαν από αυτό εξαιτίας της τριβής που αναπτύσσεται ανάμεσα στο δοκίμιο και στην κινούμενη πλάκα. Τα προαναφερθέντα κομμάτια υλικού κατέληξαν μέσα στην κύρια ρωγμή που διαχωρίζει τις δέσμες στρώσεων που κάμπτονται εσωτερικά με εκείνες που κάμπτονται εξωτερικά του δοκιμίου και μέρος αυτών σχημάτισε την τριγωνική σφήνα. Η κορυφή της ρωγμής και του υλικού που έχει μαζευτεί εκεί είναι ο προαναφερθείς δακτύλιος.

Οι εικόνες 8.2 και 8.4 εστιάζουν στο κέντρο του δοκιμίου και στις δέσμες στρώσεων που έχουν συμπιεστεί εκεί. Φαίνεται η θραύση τους λόγω της συμπίεσης που ασκεί τόσο η κινούμενη πλάκα όσο και οι δέσμες στρώσεων μεταξύ τους. Μεμονωμένες ίνες που εξέχουν μπορούν να παρατηρηθούν.

Οι εικόνες 8.3, 8.5 και 8.6 εστιάζουν στην περιφερειακή τομή του δοκιμίου. Δεν έχουν σχηματιστεί στερεοσκοπικά ορατές ρωγμές σε απόσταση από το μέτωπο κατάρρευσης. Αυτό είναι χαρακτηριστικό της προοδευτικής κατάρρευσης, διότι η συντριπτική πλειοψηφία των μηχανισμών κατάρρευσης αναπτύσσεται κοντά στο μέτωπο κατάρρευσης. Η κύρια ρωγμή που χωρίζει τις εξωτερικά από τις εσωτερικά καμφοθείσες δέσμες στρώσεων έχει αξιοσημείωτο πλάτος στο μέτωπο κατάρρευσης. Αυτό είναι αποτέλεσμα των τριβών που αναπτύσσονται από το υλικό που έχει μαζευτεί στο συγκεκριμένο σημείο αφού πρώτα έχει αποσχιστεί

από τα φύλλα, λόγω της αναπτυσσόμενης τριβής, μαζί με την συμπίεση στην οποία υπόκεινται τα φύλλα στο μέτωπο κατάρρευσης. Στην εικόνα 8.5 συγκεκριμένα μπορεί να παρατηρηθεί ότι οι δέσμες στρώσεων που κάμπτονται εσωτερικά του δοκιμίου έχουν αποσχιστεί κοντά στο μέτωπο κατάρρευσης. Αυτό πιθανώς οφείλεται στη συμπίεσή τους όχι μόνο από την κινούμενη πλάκα, αλλά και από το υλικό που βρίσκεται από κάτω τους, καθώς και στις αναπτυσσόμενες τριβές. Οι εξωτερικές στρώσεις του δοκιμίου έχουν υποστεί περισσότερη θραύση από τις υπόλοιπες στρώσεις που περιελίσσονται εξωτερικά αυτού και είναι πιο κοντά στην κύρια ρωγή. Αυτό οφείλεται επειδή η κάμψη τους είναι μεγαλύτερη και συνεπώς οι μηχανισμοί κατάρρευσης έχουν αναπτυχθεί πιο εκτεταμένα, ενώ ακόμη συμπιέζονται, πέρα από την κινούμενη πλάκα, και από τις υπόλοιπες στρώσεις του υλικού που κάμπτονται από πάνω τους. Μπορεί να παρατηρηθεί αποκόλληση μεταξύ των στρωμάτων του υλικού, εξαιτίας της αστοχίας των ινών και της μήτρας, ενώ επίσης εμφανής είναι η θραύση που έχουν υποστεί. Η αποκόλληση υφίσταται όχι μόνο ανάμεσα σε δύο διαφορετικές στρώσεις, αλλά και ανάμεσα στις επιμέρους «στρώσεις» που δομούν μια στρώση υλικού. Το υλικό που έχει συμπεσθεί μέσα στο κύλινδρο και βρίσκεται σε απόσταση από την κορυφή του δοκιμίου έχει θρυμματιστεί εξαιτίας του πρόσθετου υλικού που βρίσκεται από πάνω του και οδηγεί στην επιπρόσθετη πίεση αυτού. Ειδικά κοντά στα τοιχώματα του δοκιμίου η θραύση είναι πιο έντονη λόγω της επιπρόσθετης συμπίεσης από τα προαναφερθέντα τοιχώματα.

Γωνία φόρτισης ίση με 3°

Οι εικόνες 8.7, 8.8 και 8.9 παρουσιάζουν την τομή του δοκιμίου που αντιστοιχεί στα σημεία όπου η κύρια ρωγή σχηματίζεται στο μέσο του πάχους του. Η αποκόλληση των στρώσεων των εξωτερικά περιελισσόμενων φύλλων είναι ιδιαίτερα εμφανής. Ανάμεσα σε δύο αποκολλημένα φύλλα μπορεί να παρατηρηθεί υλικό που έχει αποσχιστεί από αυτά. Όπως και παραπάνω, στις εξωτερικές στρώσεις του υλικού αναπτύσσονται πιο έντονα οι μηχανισμοί κατάρρευσης από ότι σε εκείνες που βρίσκονται κοντά στην κύρια ρωγή, το πάχος της οποίας είναι αξιοσημείωτο κρίνοντας από τα κομμάτια υλικού που έχουν συσσωρευτεί σε αυτήν. Κάποια κομμάτια φύλλων στρώσεων έχουν σημαντικό μέγεθος. Στην εικόνα 8.9 συγκεκριμένα φαίνεται ο σχηματισμός ρωγμών στα περιελισσόμενα φύλλα εξωτερικά του δοκιμίου λόγω των εφελκυστικών τάσεων που αναπτύσσονται κατά τη συμπίεση και τον σχηματισμό της μορφής του μανιταριού. Οι δέσμες στρώσεων που είναι σε επαφή με την κινούμενη πλάκα έχουν υποστεί περισσότερη θραύση από τις υπόλοιπες, εξαιτίας των τριβών που αναπτύσσονται μεταξύ των δύο επιφανειών. Οι δέσμες στρώσεων που κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου έχουν υποστεί θραύση κοντά στο μέτωπο κατάρρευσης του δοκιμίου.

Στην εικόνα 8.10 παρατηρούνται τα φύλλα στρώσεων που περιελίσσονται εξωτερικά του δοκιμίου. Είναι εμφανής η εκτεταμένη θραύση τους, όπως και η αποκόλληση. Οι προεξέχουσες ίνες δείχνουν θραύση των ινών και της μήτρας του υλικού. Κατά τη συμπίεση, στην περιοχή του μετώπου κατάρρευσης, η κάμψη των φύλλων των στρώσεων οδηγεί στην τοπική ανάπτυξη μηχανισμών κατάρρευσης, όπως είναι οι ρωγμές, καθώς και στη περιέλιξη του φύλλου.

Η εικόνα 8.11 αντιστοιχεί στην τομή της αριστερής πλευράς του δοκιμίου. Η κύρια ρωγμή σχηματίζεται περίπου στο μέσο του πάχους του δοκιμίου. Η μικρή της απόκλιση από το μέσο αυτού οφείλεται στη μικρή γωνία φόρτισης. Οι δέσμες στρώσεων που κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου έχουν υποστεί πλήρη θραύση. Η τομή της δεξιάς πλευράς του δοκιμίου φαίνεται στην εικόνα 8.12. Η αποκόλληση των στρώσεων είναι εμφανής, ενώ ανάμεσά τους κομμάτια υλικού μπορούν να παρατηρηθούν. Όμοια με παραπάνω, η κύρια ρωγμή σχηματίζεται περίπου στο μέσο του πάχους του δοκιμίου, εξαιτίας της μικρής γωνίας φόρτισης, ενώ κομμάτια υλικού που έχουν αποσχιστεί από το δοκίμιο είναι εμφανή. Μέρος αυτών, που βρίσκεται στη βάση της ρωγμής, σχηματίζει την τριγωνική σφήνα. Ανάμεσα στην αριστερή και στη δεξιά πλευρά δεν υπάρχει σημαντική διαφορά στον αριθμό των φύλλων στρώσεων που περιελίσσονται εξωτερικά του δοκιμίου εξαιτίας του σημείου σχηματισμού της κύριας ρωγμής στο τοίχωμα του δοκιμίου. Όμως, η γωνία φόρτισης έχει ως αποτέλεσμα τα φύλλα της αριστερής πλευράς να κάμπτονται πιο πολύ από της δεξιάς, οδηγώντας στην οπτική ασυμμετρία του δοκιμίου.

Γωνία φόρτισης ίση με 7°

Μέρος της βάσεως του δοκιμίου απεικονίζεται στην εικόνα 8.13. Είναι εμφανής ο σχηματισμός ρωγμής στις εξωτερικές στρώσεις του υλικού, ενώ αποσχισμένες ίνες μπορούν επίσης να παρατηρηθούν. Στα αρχικά στάδια της συμπίεσης, η μικρορωγμάτωση συνέβη πριν την ανάπτυξη μεγαλύτερων ρωγμών που έχουν ως αποτέλεσμα την κατάρρευση του δοκιμίου. Η μικρορωγμάτωση μπορεί να παρατηρηθεί πάντα κοντά στην επιφάνεια επαφής του δοκιμίου με την κινούμενη πλάκα. Μερικές φορές, όμως, εμφανίζεται και σε άλλα σημεία του δοκιμίου, κυρίως όπου υπάρχουν ατέλειες στο υλικό. Σε αυτήν την περίπτωση η ανάπτυξη μεγαλύτερων ρωγμών είναι ιδιαίτερα σπάνια.

Στην εικόνα 8.14 απεικονίζεται η τομή της αριστερής πλευράς του δοκιμίου. Μπορεί να παρατηρηθεί η μεσαία ρωγμή που χωρίζει τις εσωτερικές με τις εξωτερικές καμφθείσες δέσμες στρώσεων, η οποία δεν έχει σχηματιστεί στο μέσο του πάχους του τοιχώματος, αλλά πιο κοντά στα φύλλα που περιελίσσονται εξωτερικά του δοκιμίου. Συνεπώς και η τριγωνική σφήνα είναι πιο κοντά στην εξωτερική επιφάνεια του δοκιμίου. Άρα, οι δέσμες στρώσεων που περιελίσσονται εξωτερικά του δοκιμίου είναι λιγότερες από τις

αντίστοιχες που κάμπτονται εσωτερικά αυτού. Η κατεύθυνση των ινών μιας στρώσης υλικού προς το εσωτερικό του δοκιμίου, η οποία είναι 90° , μπορεί να διαπιστωθεί.

Η εικόνα 8.15 παρουσιάζει μια λεπτομερή άποψη των καμφθέντων φύλλων στρώσεων στο εσωτερικό του δοκιμίου. Η διαστρωμάτωση των στρώσεων του υλικού εν μέρει παραμένει, παρόλη τη θραύση στην οποία υπόκεινται. Στην εικόνα 8.16 είναι εμφανής η περιοχή ανάμεσα στις δέσμες στρώσεων που κάμπτονται εσωτερικά του δοκιμίου και αυτές που περιελίσσονται εξωτερικά αυτού. Οι εξωτερικά περιελισσόμενες δέσμες εκτείνονται ακτινικά, με αποτέλεσμα την ανάπτυξη εφελκυστικών τάσεων και την απόσχισή τους σε μικρότερες δέσμες. Η στρώση που έρχεται σε επαφή με την κινούμενη πλάκα έχει υποστεί ιδιαίτερη θραύση, εξαιτίας των αναπτυσσόμενων τριβών μεταξύ των δύο επιφανειών.

Η τομή της δεξιάς πλευράς φαίνεται στις εικόνες 8.17 και 8.18. Η κύρια ρωγμή, άρα και η τριγωνική σφήνα, σχηματίζεται κοντά στην εσωτερική επιφάνεια του δοκιμίου, με αποτέλεσμα περισσότερες δέσμες στρώσεων να κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου από ότι εξωτερικά αυτού. Στην πρώτη εικόνα η ρωγμή σχηματίζεται ανάμεσα στις στρώσεις του ίδιου φύλλου, ενώ στη δεύτερη ανάμεσα σε δύο γειτονικά φύλλα. Επίσης, παρατηρείται ότι στο σημείο του μετώπου κατάρρευσης τα φύλλα στρώσεων παραμένουν στοιβαγμένα το ένα πάνω στο άλλο κατά την κάμψη τους προς το εσωτερικό του δοκιμίου. Στο σημείο της κάμψης τους, ανάμεσα στις στρώσεις των φύλλων είναι εμφανείς μικρές περιοχές όπου έχει συσσωρευτεί θρυμματισμένο υλικό, το οποίο προέρχεται από στρώσεις των φύλλων που δεν κάμπτονται, αλλά συνθλίβονται από τις υπόλοιπες στρώσεις. Οι στρώσεις που κάμπτονται εξωτερικά δε περιελίσσονται λόγω της μεγάλης γωνίας φόρτισης. Επιπλέον, η αποκόλληση των στρώσεων και η ανάπτυξη ρωγμών είναι εμφανείς.

Γωνία φόρτισης ίση με 12°

Το υλικό που έχει συσσωρευτεί και συμπιεστεί μέσα στο δοκίμιο φαίνεται στις εικόνες 8.19 και 8.20. Το φαινόμενο είναι πιο έντονο προς τα τοιχώματα του δοκιμίου, εξαιτίας της επιπρόσθετης πίεσης από αυτά. Κατά την κάμψη τους, οι δέσμες στρώσεων κατευθύνονται αρχικά προς το κέντρο του δοκιμίου, και στη συνέχεια συμπιέζονται προς τα τοιχώματα αυτού, ενώ παράλληλα θραύονται περαιτέρω.

Η εικόνα 8.21 παρουσιάζει την τομή της αριστερής πλευράς του δοκιμίου. Εξαιτίας της μεγάλης γωνίας φόρτισης, η πλειοψηφία των δεσμών στρώσεων κάμπτεται προς το εσωτερικό του δοκιμίου, ενώ η γωνία κάμψης αυτών είναι μικρότερη από τις προηγούμενες περιπτώσεις φόρτισης. Η ανάπτυξη των ρωγμών και η αποκόλληση των στρώσεων είναι εμφανείς, ενώ η κύρια ρωγμή (και η τριγωνική σφήνα) αναπτύσσονται

κοντά στην εξωτερική επιφάνεια του δοκιμίου. Οι εξωτερικά καμφθείσες δέσμες στρώσεων έχουν αποσχιστεί κοντά στο μέτωπο κατάρρευσης, εξαιτίας της έντονης κάμψης που υφίστανται λόγω της μεγάλης γωνίας φόρτισης, ενώ ο μικρός αριθμός στρώσεων υλικού των δεσμών συνεισφέρει στην απόσχιση. Επιπρόσθετα, είναι εμφανή σημεία της περιφέρειας του δοκιμίου όπου όλες οι στρώσεις του υλικού έχουν καμφθεί προς το εσωτερικό αυτού, μια και μπορεί να παρατηρηθεί η twill ύφανση της εξωτερικής στρώσης (εικόνα 8.22). Σε αυτήν την περίπτωση δε σχηματίζεται η κύρια ρωγμή, και συνεπώς η τριγωνική σφήνα. Η ρωγμή ανάμεσα στο σημείο της περιφέρειας όπου οι δέσμες στρώσεων κάμπτονται μόνο εσωτερικά και στο σημείο όπου ξεκινάει η εξωτερική κάμψη των δεσμών μπορεί να παρατηρηθεί.

Η τομή της δεξιάς πλευράς παρουσιάζεται στην εικόνα 8.23. Η κύρια ρωγμή και άρα η τριγωνική σφήνα σχηματίζεται αρκετά πιο κοντά στην εσωτερική επιφάνεια του δοκιμίου, εξαιτίας της μεγάλης γωνίας φόρτισης, με αποτέλεσμα η πλειοψηφία των φύλλων στρώσεων να κάμπτεται εξωτερικά από το δοκίμιο. Οι εσωτερικά καμφθείσες δέσμες στρώσεων έχουν αποσχιστεί κοντά στο μέτωπο κατάρρευσης. Κενά ανάμεσα στις στρώσεις μπορούν να παρατηρηθούν.

Γωνία φόρτισης ίση με 17°

Στην τομή του δοκιμίου της εικόνας 8.25 μπορεί να παρατηρηθεί ότι η εξωτερική στρώση έχει υποστεί λυγισμό εξαιτίας της συμπίεσης, ο οποίος δεν εξελίχθηκε στις υπόλοιπες στρώσεις. Η εικόνα 8.26 εστιάζει στην τομή της αριστερής πλευράς του δοκιμίου. Εξαιτίας της μεγάλης γωνίας φόρτισης, οι δέσμες στρώσεων κάμπτονται προς το εσωτερικό του δοκιμίου, ενώ έχουν υποστεί θραύση. Η θραύση οφείλεται σε συνδυασμό της κάμψης, του ασκούμενου φορτίου από την κινούμενη πλάκα, της αντίστασης λόγω της τριβής που αναπτύσσεται μεταξύ των επιφανειών και της αντίστασης από το υλικό που έχει ήδη συσσωρευτεί μέσα στο δοκίμιο. Θραύση των ινών μπορεί επίσης να παρατηρηθεί. Η γωνία φόρτισης επίσης σχετίζεται με η μικρή γωνία κάμψης των δεσμών στρώσεων. Η εικόνα 8.28 εστιάζει στο σημείο όπου οι εξωτερικά καμφθείσες δέσμες στρώσεων ξεκινούν να σχηματίζονται. Μπορεί να παρατηρηθεί μια μεγάλη ρωγμή ανάμεσα σε αυτές και στις μόνο εσωτερικά καμφθείσες δέσμες, στις οποίες η εξωτερική twill στρώση είναι εμφανής λόγω της ομαλής της επιφάνειας. Η τομή που αντιστοιχεί στη δεξιά πλευρά του δοκιμίου κάνει εμφανές ότι τα φύλλα στρώσεων κάμπτονται μόνο εξωτερικά του δοκιμίου, εξαιτίας της μεγάλης γωνίας φόρτισης (εικόνα 8.29). Μπορεί να παρατηρηθεί η αποκόλληση των στρωμάτων εξαιτίας της αστοχίας των ινών και της μήτρας.

Γωνία φόρτισης ίση με 22°

Τα δοκίμια που υπόκεινται σε γωνία φόρτισης ίσης με 22° χαρακτηρίζονται από έντονη κάμψη των δεσμών στρώσεων τους. Οι εικόνες 8.30 και 8.31 παρουσιάζουν την τομή της δεξιάς πλευράς του δοκιμίου. Η κύρια ρωγμή (και άρα η τριγωνική σφήνα) δε σχηματίζεται εξαιτίας της μεγάλης γωνίας φόρτισης, με αποτέλεσμα όλες οι δέσμες στρώσεων να κάμπτονται εξωτερικά του δοκιμίου. Η μεγάλη γωνία φόρτισης έχει επίσης ως αποτέλεσμα η γωνία κάμψης των δεσμών στρώσεων να είναι μικρή και άρα να μην είναι τόσο ξεκάθαρα εμφανές το μέτωπο κατάρρευσης. Η αποκόλληση των στρώσεων γειτονικών φύλλων, αλλά και στρώσεων του ίδιο φύλλου, όπως και η θραύση αυτών μπορούν να παρατηρηθούν.

Η εικόνα 8.32 εστιάζει στην τομή της αριστερής πλευράς του δοκιμίου. Και σε αυτήν την περίπτωση, εξαιτίας της μεγάλης γωνίας φόρτισης, δε σχηματίζεται κύρια ρωγμή, συνεπώς ούτε τριγωνική σφήνα, και άρα όλες οι δέσμες στρώσεων κάμπτονται προς το δεξιό τμήμα του δοκιμίου. Συμπερασματικά ο κύριος μηχανισμός κατάρρευσης είναι η κάμψη των δεσμών στρώσεων, και όχι η ανάπτυξη ρωγμών και τριγωνικής σφήνας. Παρατηρείται ότι έχει συσσωρευτεί υλικό ανάμεσα στα καμφθέντα φύλλα, κυρίως προς την εσωτερική επιφάνεια του δοκιμίου. Το υλικό αυτό προέρχεται από στρώσεις του τοιχώματος του δοκιμίου, οι οποίες δεν υπέστησαν κάμψη, αλλά συμπίεστηκαν και υπέστησαν θραύση από τις υπόλοιπες καμφθείσες στρώσεις. Συνεπώς, είναι εμφανές πιο κοντά στην εσωτερική επιφάνεια του δοκιμίου επειδή η κάμψη των δεσμών στρώσεων είναι πιο έντονη εκεί. Η απόσχιση των δεσμών στρώσεων της δεξιάς πλευράς του δοκιμίου που μπορεί να παρατηρηθεί στην εικόνα 8.33 οφείλεται κυρίως στις ακτινικές εφελκυστικές τάσεις που ασκούνται στα φύλλα στρώσεων, αλλά επίσης συντελεί η αναπτυσσόμενη τριβή ανάμεσα στην επιφάνειες του δοκιμίου και της κινούμενης πλάκας.

Καθορισμός πάχους και διαστρωμάτωσης

Προκειμένου να αναπτυχθεί η μοντελοποίηση του πειράματος είναι απαραίτητη η γνώση της διαστρωμάτωσης, δηλαδή του αριθμού των στρώσεων, καθώς και ο προσανατολισμός και το πάχος κάθε στρώσης. Είναι γνωστό ότι το συνολικό πάχος του τοιχώματος των δοκιμίων είναι 1,5 mm, η εξωτερική στρώση είναι πλεκτή, ύφανσης twill, ενώ οι υπόλοιπες στρώσεις είναι μονοδιευθυντικές με προσανατολισμό 0° ή 90°. Για τον καθορισμό της διαστρωμάτωσης λαμβάνονται υπόψη στερεοσκοπικές εικόνες τόσο ενός δοκιμίου εφελκυσμού όσο και εστιασμένες στην τομή των συμπιεσμένων δοκιμίων. Συγκεκριμένα, στις εικόνες 8.6, 8.7, 8.34 και 8.36 μπορεί να παρατηρηθεί ότι το γκριζό χρώμα των στρώσεων διαφοροποιείται σε δύο αποχρώσεις, με τη μία απόχρωση να αντιστοιχεί σε στρώσεις

διεύθυνσης 0° , και την άλλη σε στρώσεις διεύθυνσης 90° . Η αποκόλληση που υφίστανται οι δέσμες στρώσεων καθιστούν εμφανείς τις (ακτινικά εκτεινόμενες) άκρες τους, και συνεπώς το αν είναι ομαλές (0°) ή αν προεξέχουν ίνες από αυτές (90°), με αποτέλεσμα να είναι εφικτό να καθοριστεί ποια απόχρωση του γκρι αντιστοιχεί σε κάθε μία από τις δύο διευθύνσεις των ινών. Προκύπτει ότι οι στρώσεις με ανοιχτό γκρι χρώμα έχουν διεύθυνση 0° , ενώ η διεύθυνση των στρώσεων με σκούρο γκρι χρώμα είναι 90° . Πέρα από το είδος των στρώσεων, είναι εφικτό να καθοριστεί και ο συνολικός αριθμός τους. Σύμφωνα με τα παραπάνω προκύπτει ότι τα δοκίμια αποτελούνται από εννιά στρώσεις, διαφόρων παχών. Προκειμένου να υπολογιστεί το πάχος κάθε στρώσης, η αναλογία ανάμεσα στο συνολικό πάχος του τοιχώματος και το πάχος κάθε στρώσης υπολογίστηκε μέσω ψηφιακής επεξεργασίας εικόνας (εικόνα 8.36). Η προκύπτουσα αναλογία εφαρμόστηκε σε σχέση με το συνολικό πάχος του τοιχώματος. 5 διαφορετικά πάχη χαρακτηρίζουν τις 9 στρώσεις. Τα χαρακτηριστικά κάθε στρώσης παρουσιάζονται στον πίνακα 11. Η αρίθμηση των στρώσεων ξεκινάει από την εσωτερική επιφάνεια του τοιχώματος κάθε δοκιμίου.

Αριθμητική προσομοίωση

Μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων & Ls - Dyna

Προκειμένου να μελετηθεί σε μεγαλύτερο βάθος η παραπάνω διερεύνηση και ανάλυση της λοξής φόρτισης και κατάρρευσης CFRP δοκιμίων, αναπτύχθηκε αριθμητική προσομοίωση της συμπίεσης αυτών σύμφωνα με τη μέθοδο των πεπερασμένων στοιχείων (Finite Element Method - F. E. M.). Η συγκεκριμένη μέθοδος χρησιμοποιείται για την αριθμητική επίλυση διαφορικών και ολοκληρωτικών εξισώσεων διαιρώντας ένα σύνθετο σύστημα σε μικρότερα μέρη, δηλαδή διακριτοποιώντας το. Τα προαναφερθέντα μέρη ονομάζονται πεπερασμένα στοιχεία και είναι συνήθως τριγωνικά ή τετράπλευρα, ενώ οι ακμές αυτών ονομάζονται κόμβοι. Οι κόμβοι είναι δηλαδή τα σημεία που συνδέονται τα γειτονικά στοιχεία.

Η μέθοδος των πεπερασμένων στοιχείων κάνει εφικτή την προσέγγιση της λύσης προβλημάτων που περιλαμβάνουν σύνθετες γεωμετρίες και οριακές συνθήκες και δεν μπορούν να επιλυθούν αναλυτικά. Συγκεκριμένα, η διατύπωση ενός τέτοιου προβλήματος οδηγεί σε ένα σύστημα αλγεβρικών εξισώσεων. Οι απλές εξισώσεις των πεπερασμένων στοιχείων συνθέτουν ένα μεγάλο σύστημα εξισώσεων που αντιστοιχεί σε όλο το πρόβλημα. Η λύση προσεγγίζεται μέσω της ελαχιστοποίησης μιας σχετικής συνάρτησης σφάλματος. Προκειμένου να μειωθεί το σφάλμα, είναι απαραίτητη η κατάλληλη επιλογή της διακριτοποίησης και των ιδιοτήτων των στοιχείων. Ένα από τα μεγαλύτερα πλεονεκτήματα της μεθόδου πεπερασμένων στοιχείων είναι ότι μπορεί να εφαρμοστεί σε μη - γραμμικά προβλήματα. Επίσης,

χρησιμοποιείται ευρέως σε προβλήματα της μηχανικής που αφορούν, ανάμεσα σε άλλα, δομική ανάλυση, μεταφορά θερμότητας, ροή ρευστών και ηλεκτρομαγνητικό δυναμικό.

Το πακέτο που χρησιμοποιήθηκε είναι το Ls - Dyna, το οποίο αναπτύχθηκε από τη Livermore Software Technology Corporation (LSTC), προτού εξαγοραστεί από την Ansys. Χρησιμοποιείται ευρέως για την επίλυση μη - γραμμικών προβλημάτων μέσω της ανάλυσης πεπερασμένων στοιχείων. Αποτελείται από ένα εκτελέσιμο αρχείο, ενώ ακόμη είναι πρόγραμμα γραμμής εντολών. Τα αρχεία εισόδου είναι μορφής ASCII, άρα μπορούν να υποστούν επεξεργασία από οποιοδήποτε πρόγραμμα επεξεργασίας κειμένου. Το Ls - Dyna συνοδεύεται από τον δικό του δωρεάν pre - και postprocessor, που ονομάζεται Ls - PrePost. Στην παρούσα εργασία, η έκδοση του Ls - PrePost που χρησιμοποιήθηκε ήταν η 4.7.3.

Το Ls - Dyna μπορεί να αποδώσει σε μεγάλο βαθμό την περίπλοκη κατάρρευση των σύνθετων υλικών, σε αντίθεση με έναν μεγάλο αριθμό άλλων εμπορικών κωδικών πεπερασμένων στοιχείων, ενώ ακόμη χρησιμοποιείται ευρέως σε εφαρμογές συνθέτων στην αυτοκινητοβιομηχανία και την αεροδιαστημική βιομηχανία. Σε σχέση με την αστοχία των μετάλλων, η προσομοίωση της αστοχίας σύνθετων υλικών είναι σημαντικά πιο περίπλοκη όχι μόνο εξαιτίας των μηχανισμών κατάρρευσης, αλλά και λόγω ορισμένων ανεπαρκειών των κριτηρίων αστοχίας ενός σημαντικού αριθμού εμπορικών πακέτων.

Καθορισμός ιδιοτήτων του υλικού

Η πλειοψηφία των ιδιοτήτων του υλικού που είναι απαραίτητες για την ανάπτυξη της προσομοίωσης δεν παρέχονται από των κατασκευαστή των CFRP δοκών από τις οποίες προέκυψαν τα δοκίμια. Σε αυτές περιλαμβάνονται το μέτρο του Young στη διαμήκη και εγκάρσια διεύθυνση, ο λόγος Poisson και το μέτρο διάτμησης. Προκειμένου να υπολογιστούν οι παραπάνω ιδιότητες, γίνεται χρήση της θεωρίας φυλλώσεων (lamination theory).

Το ανθρακόνημα που επιλέχθηκε είναι το T300/934. Πρόκειται για PAN ανθρακόνημα που ανήκει στην κατηγορία των βασικών ινών ενισχύσεως (standard modulus fibers), ενώ είναι κατασκευασμένο από την ιαπωνική εταιρεία Torayca. Τα T300 ανθρακονήματα ανήκουν στις πιο συχνά χρησιμοποιούμενες ίνες σε μεγάλη ποικιλία βιομηχανιών, συμπεριλαμβανομένης της αεροδιαστημικής. Οι ιδιότητες του T300/934 είναι: διάμηκες μέτρο ελαστικότητας: $E_1 = 131 \text{ MPa}$, εγκάρσιο μέτρο ελαστικότητας $E_2 = 10,3 \text{ MPa}$, μέτρο διάτμησης $G_{12} = 6,9 \text{ MPa}$, λόγος Poisson $\nu_{12} = 0,22$ και παραμόρφωση κατά την αστοχία 1,5%. Προκύπτει ότι $\nu_{12} = 0,017$ (Εξίσωση 1).

Αρχικά υπολογίζεται ο πίνακας ακαμψίας για την περίπτωση στρώσης με διεύθυνση ινών ίση με 0° , $[\bar{Q}]_0$ (Εξισώσεις 2 - 7). Στη συνέχεια γίνεται εύρεση του πίνακα ακαμψίας για την περίπτωση στρώσης με διεύθυνση ινών ίση με 90° , $[\bar{Q}]_{90}$ (Εξισώσεις 8 - 13). Έπειτα υπολογίζονται το μητρώο εκτατικής ακαμψίας, A, το μητρώο σύζευξης, B, και το μητρώο καμπτικής δυσκαμψίας, D (Εξισώσεις 14 - 16). Η πλεκτή στρώση twill αποτυπώνεται στους υπολογισμούς ως δύο στρώσεις, το πάχος των οποίων είναι ίσο με το μισό του πάχους της αρχικής στρώσης. Η μία στρώση έχει διεύθυνση ινών ίση με 0° , και η άλλη ίση με 90° . Τα τρία προαναφερθέντα μητρώα συνθέτουν τον πίνακα ακαμψίας της πλάκας (Εξίσωση 17), καθώς και τον αντίστροφό του, τον πίνακα ενδοτικότητας της πλάκας (Εξίσωση 18). Στη συνέχεια, υπολογίζονται οι ισοδύναμες τιμές των ζητούμενων μεγεθών, συγκεκριμένα: διάμηκες μέτρο ελαστικότητας $E_x = 90,649$ GPa, εγκάρσιο μέτρο ελαστικότητας $E_y = 51,033$ GPa, λόγος Poisson $\nu_{xy} = 0,045$ και μέτρο διάτμησης $G_{xy} = 6,900$ GPa (Εξισώσεις 19 - 22).

Μοντέλο πεπερασμένων στοιχείων

Το μοντέλο αποτελείται από το κέλυφος και τις δύο πλάκες (Εικόνα 9.1). Η κάτω πλάκα παραμένει σταθερή, ενώ η πάνω αντιστοιχεί στην κινούμενη πλάκα της μηχανής καθολικών δοκιμών (Εικόνα 9.2). Το κέλυφος σχεδιάστηκε στο CAD πρόγραμμα SolidWorks, και το IGES αρχείο που προέκυψε εισήχθη στο LS - PrePost. Οι πλάκες σχεδιάστηκαν κατευθείαν στο LS - PrePost μέσω του παραθύρου Shape Mesher. Το ύψος του κελύφους είναι ίσο με 80 mm επειδή τα επιπλέον 20 mm των δοκιμίων βρίσκονται στον δακτύλιο συγκράτησης, επομένως μπορεί να υποθεθεί ότι αυτό το τμήμα των δοκιμίων δεν επηρεάζει (ή τουλάχιστον, έχει μικρή επιρροή) την κατάρρευση του υπόλοιπου δοκιμίου (Εικόνα 9.3), ενώ ακόμη με αυτόν τον τρόπο μειώνεται το υπολογιστικό κόστος. Το πάχος του κελύφους είναι 1,5 mm και η εξωτερική διάμετρος 40 mm. Προκειμένου να μην αυξηθεί το υπολογιστικό κόστος, το κέλυφος επιλέχθηκε να προσομοιωθεί ως ένα fully - integrated shell element, με αποτέλεσμα να μην προσομοιώνονται οι μηχανισμοί κατάρρευσης που αναπτύσσονται ανάμεσα στις στρώσεις, όπως η αποκόλληση αυτών. Για το πλέγμα χρησιμοποιήθηκαν τετράπλευρα στοιχεία, η κάθε πλευρά των οποίων επιλέχθηκε ίση με 2 mm. Πραγματοποιήθηκαν προσπάθειες για μείωση του μεγέθους των στοιχείων, όμως το υπολογιστικό κόστος αυξανόταν σε πολύ μεγάλο επίπεδο.

Οι δύο πλάκες προσομοιώθηκαν ως δύο συμπαγή άκαμπτα σώματα, 25 συμπαγών (solid) κυβικών στοιχείων. Το μήκος και το πλάτος κάθε πλάκας ήταν ίσα με 80 mm, και το ύψος με 15 mm. Οι ιδιότητες του υλικού που εισάχθηκαν στην καρτέλα MAT_RIGID είναι αυτές του χάλυβα, δηλαδή: πυκνότητα 7,85 g/cm³, μέτρο ελαστικότητας: 270 GPa και λόγος Poisson: 0,3 (Εικόνα 9.4). Η κάτω πλάκα δεν έχει κανέναν

βαθμό ελευθερίας (Εικόνα 9.5), ενώ η πάνω έχει μόνο τον βαθμό ελευθερίας της μεταφορικής κίνησης κατά τον κατακόρυφο y άξονα (Εικόνες 9.6 και 9.7). Η ταχύτητα της κινούμενης πλάκας επιλέχθηκε να είναι ίση με εκείνη του πειράματος, δηλαδή 20 mm/min (Εικόνα 9.8). Στην περίπτωση της αξονικής φόρτισης, ο τερματισμός της προσομοίωσης γίνεται στα 195 sec, ώστε η συμπίεση του κελύφους να είναι ίση με εκείνη του πειράματος. Ο χρόνος της προσομοίωσης μεταβάλλεται ανάλογα με τη συμπίεση των δοκιμίων που αντιστοιχούν σε κάθε γωνία φόρτισης.

Προκειμένου να προσομοιωθούν οι στρώσεις της πλάκας, η καρτέλα PART_COMPOSITE αντικαθιστά την καρτέλα PART, όσο αφορά το κέλυφος. Η προεπιλογή της διατύπωσης των στοιχείων κατά Belytschko - Tsay διατηρήθηκε εξαιτίας της συμβατότητάς της με τη μοντελοποίηση σύνθετων υλικών, της μείωσης του φαινομένου της κλεψύδρας (hourglass) και του χαμηλότερου υπολογιστικού κόστους σε σχέση με τις άλλες επιλογές. Το πάχος κάθε στρώσης και η διεύθυνση των ινών αυτής εισήχθησαν με σκοπό την προσομοίωση των στρώσεων. Κάθε στρώση ορίζεται μέσω ενός σημείου ολοκλήρωσης. Η πλεκτική στρώση twill προσομοιώθηκε ως δύο διαφορετικές στρώσεις, όπως συνέβη και κατά την εφαρμογή της θεωρίας φυλλώσεων (Εικόνα 9.9).

Προκειμένου να ελεγχθεί η διεπαφή των σωμάτων και να εμποδιστεί η διείσδυση του ενός μέσα στο άλλο, αλλά και η διείσδυση μεταξύ των στοιχείων ενός σώματος, επιλέγονται δύο τύποι αλγορίθμων διεπαφής. Για να εμποδιστεί η διείσδυση ανάμεσα στα στοιχεία του κελύφους επιλέγεται η καρτέλα CONTACT_AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE. Ο συντελεστής στατικής τριβής είναι ίσος με 1,05, ενώ ο συντελεστής δυναμικής τριβής ισούται με 0,3 (Εικόνα 9.10). Η καρτέλα CONTACT_ERODING_NODES_TO_SURFACE επιλέχθηκε για τη διεπαφή ανάμεσα στις πλάκες και το κέλυφος. Η επιλογή eroding ήταν απαραίτητη λόγω της διαγραφής των στοιχείων του μετώπου κατάρρευσης. Ο συντελεστής στατικής τριβής είναι ίσος με 0,61, ενώ ο συντελεστής δυναμικής τριβής ισούται με 0,47 (Εικόνα 9.11). Όλοι οι συντελεστές τριβής επιλέχθηκαν από τη βιβλιογραφία.

Προκειμένου να αποφευχθεί το φαινόμενο της κλεψύδρας, ή με άλλα λόγια η εκτεταμένη παραμόρφωση των στοιχείων, ενεργοποιείται στην καρτέλα HOURGLASS ο έλεγχος του φαινομένου (Εικόνα 9.12). Τα δεδομένα που συλλέγονται κατά την προσομοίωση περιλαμβάνουν το φορτίο που ασκείται στο κέλυφος. Παρόλες τις επιλογές που έγιναν με σκοπό τη μείωση του υπολογιστικού χρόνου, το κόστος παρέμεινε πολύ υψηλό. Γι' αυτό τον λόγο, στην καρτέλα CONTROL_TIMESTEP, η επιλογή mass scaling επιλέχθηκε (Εικόνα 9.13).

Μοντελοποίηση του υλικού του κελύφους

Η καρτέλα υλικού που επιλέχθηκε για το κέλυφος είναι η MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE (054/055). Από τα δύο κριτήρια αστοχίας που προσφέρονται, επιλέχθηκε το κριτήριο αστοχίας του Chang - Chang (MAT_054). Το υλικό MAT_054 χρησιμοποιείται ευρέως για την προσομοίωση σύνθετων υλικών. Πρόκειται πρακτικά για μια βελτιωμένη εκδοχή του MAT_022, ενώ περιέχει αλγόριθμο προσομοίωσης του μετώπου κατάρρευσης. Εξαιτίας της έλλειψης δεδομένων, ένας αριθμός προσεγγίσεων πραγματοποιήθηκε, όπου ήταν απαραίτητο. Επίσης, κάποιες παράμετροι δεν έχουν φυσική σημασία και δεν μπορούν να υπολογιστούν πειραματικά.

RO είναι η πυκνότητα του υλικού, η οποία επιλέγεται ως η μέση τιμή της πυκνότητας όλων των δοκιμών, που είναι $0,0014662 \text{ g/mm}^3$. EA είναι το μέτρο ελαστικότητας στον διαμήκη άξονα, EB το μέτρο ελαστικότητας στον εγκάρσιο άξονα, PRBA ο λόγος Poisson και GAB, GBC και GCA τα μέτρα διάτμησης, τα οποία θεωρούνται ίσα μεταξύ τους. Οι τιμές αυτών των παραμέτρων έχουν καθοριστεί σύμφωνα με παραπάνω ως εξής: $EA = E_x = 90,649 \text{ GPa}$, $EB = E_y = 51,033 \text{ GPa}$, $PRBA = \nu_{xy} = 0,045$ και $GAB = GBC = GCA = G_{xy} = 6,900 \text{ GPa}$.

Η παράμετρος TFAIL είναι το κριτήριο μεγέθους χρονικού βήματος για τη διαγραφή ενός στοιχείου. Η τιμή του TFAIL υπολογίζεται με τη μέθοδο trial - and - error, και προκύπτει ίση με $2,000e - 09$. Παρατηρήθηκε ότι όταν η τιμή του TFAIL ήταν λίγο μικρότερη ή μεγαλύτερη από αυτή του χρονικού βήματος του στοιχείου, το οποίο είναι $6,053e - 07$, τα στοιχεία του κελύφους διαγράφονταν αφύσικα γρήγορα. Γι' αυτό το λόγο, και επειδή η ενεργοποίηση της επιλογής HOURGLASS ελέγχει την αφύσικη παραμόρφωση των στοιχείων, επιλέχθηκε η τιμή του TFAIL να είναι περίπου δύο τάξεις μεγέθους μικρότερη.

Το ALPH αντιστοιχεί στην παράμετρο διατμητικής τάσης α , που εμφανίζεται στην εξίσωση (25) η οποία διέπει τη συμπεριφορά του κελύφους στην ελαστική περιοχή. Το σύνηθες εύρος των τιμών της είναι $0 - 0,5$. Η τιμή της δεν μπορεί να προσδιορισθεί πειραματικά, οπότε με τη μέθοδο trial - and - error προέκυψε ότι $ALPH = 0,1$. Το SOFT είναι ένας συντελεστής μείωσης της αντοχής των στοιχείων του μετώπου κατάρρευσης. Η τιμή του επίσης δεν μπορεί να ανιχνευθεί πειραματικά, και συνεπώς βρέθηκε μέσω της μεθόδου trial - and - error ίση με $0,85$.

Η τιμή της διαμήκουσ αντοχής εφελκυσμού, XT, υπολογίζεται ως η μέση τιμή αντοχής σε εφελκυσμό των τριών κουπονιών που χρησιμοποιήθηκαν για την εύρεση του συγκεκριμένου μεγέθους, όπως αναφέρθηκε παραπάνω, και προκύπτει ίση με 1067 MPa . Η διαμήκουσ αντοχή σε συμπίεση, XC, υπολογίζεται προσεγγιστικά, λόγω έλλειψης δεδομένων, μέσω της βιβλιογραφίας. Αφού βρεθεί, δηλαδή, η μέση

ποσοστιαία διαφορά των τιμών του XT και του XC, η οποία είναι 78,023%, προκύπτει ότι η τιμή του XC είναι 832,5 MPa. Για την εύρεση της τιμής της εγκάρσιας αντοχής σε εφελκυσμό, YT, δεν υπάρχουν αρκετά δεδομένα. Όμως, μια και η πλάκα δεν είναι μονοδιευθυντική, αλλά αποτελείται από στρώσεις τόσο 0° όσο και 90°, θεωρείται προσεγγιστικά ότι η τιμή του YT είναι ίση με του XT. Όμοια, η τιμή της εγκάρσιας αντοχής σε συμπίεση, YC λαμβάνεται ίση με την τιμή του XC.

Η παράμετρος SC είναι η αντοχή σε διάτμηση, η τιμή της οποίας, λόγω έλλειψης δεδομένων, λήφθηκε μέσω της βιβλιογραφίας και με τη μέθοδο trial - and - error ίση με 153,6 MPa. Η παράμετρος FBRT είναι ένας συντελεστής μείωσης της εφελκυστικής αντοχής των ινών, ο οποίος δεν μπορεί να βρεθεί πειραματικά, αλλά μέσω της μεθόδου trial - and - error. Η τιμή του διατηρήθηκε ίση με 0. Η παράμετρος YCFAC είναι ένας συντελεστής μείωσης της αντοχής των ινών μετά την αστοχία της μήτρας, η τιμή της οποίας επίσης δεν μπορεί να βρεθεί πειραματικά και ανιχνεύεται με τη μέθοδο trial - and - error. Προκύπτει ότι YCFAC = 1. Η παράμετρος BETA είναι ένας συντελεστής στάθμισης για τον διατμητικό όρο κατά τον εφελκυσμό των ινών, η τιμή του οποίου επιλέχθηκε ίση με 0. Η παράμετρος DFAILS είναι η μέγιστη διατμητική τάση και η παράμετρος DFAILM η μέγιστη τάση της μήτρας κατά τον εφελκυσμό ή τη συμπίεση. Λόγω έλλειψης δεδομένων, η τιμή και των δύο παραμένει ίση με 0. Οι παράμετροι DFAILC και DFAILT είναι η μέγιστη παραμόρφωση των ινών κατά τη συμπίεση, και κατά τον εφελκυσμό αντίστοιχα. Η τιμή τους επιλέχθηκε να είναι ίση με 0,015, σύμφωνα με τη βιβλιογραφία για το ανθρακόνημα T300/934 (Εικόνα 9.14).

Το υλικό MAT_054 χαρακτηρίζεται από το κριτήριο αστοχίας του Chang - Chang (Εξισώσεις 26 - 29). Όταν γίνεται χρήση του συγκεκριμένου υλικού, η αστοχία μπορεί να συμβεί με διάφορους τρόπους. Αν η παράμετρος DFAILT ισούται με 0, και συνεπώς η παράμετρος DFAILC δεν μπορεί να ενεργοποιηθεί, η αστοχία συμβαίνει σύμφωνα με το κριτήριο του Chang - Chang. Αν το DFAILT είναι μεγαλύτερο του 0, και στην περίπτωση της παρούσας εργασίας το DFAILC μικρότερο του 0, η αστοχία συμβαίνει σύμφωνα με το DFAILT, ή το DFAILC, ή το DFAILM, ή το DFAILS. Αν η παράμετρος EFS είναι μεγαλύτερη του μηδενός, η αστοχία συμβαίνει σύμφωνα με αυτήν. Τέλος, αν το TFAIL είναι μεγαλύτερο του 0, αστοχία των στοιχείων μπορεί να συμβεί σύμφωνα με το χρονικό τους βήμα. Στην παρούσα εργασία, η αστοχία συμβαίνει κατά την παράμετρο DFAILC, και δευτερευόντως κατά την TFAIL.

Μοντελοποίηση της λοξής συμπίεσης

Προκειμένου να μοντελοποιηθούν οι περιπτώσεις της λοξής συμπίεσης του κελύφους, για τις γωνίες φόρτισης του πειράματος, το κέλυφος μαζί με την κάτω πλάκα περιστρέφονται, μέσω της καρτέλας

transform (Εικόνα 9.15). Η επιλογή ENDTIM της καρτέλας TERMINATION, που καθορίζει τον χρόνο που διαρκεί η συμπίεση, ρυθμίζεται σύμφωνα με τη μετατόπιση της κινούμενης πλάκας, όπως παρουσιάζεται στα δεδομένα του πειράματος του πίνακα 5.

Αποτελέσματα αριθμητικής προσομοίωσης

Σε αυτήν την ενότητα παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της αριθμητικής προσομοίωσης, δηλαδή τα στάδια της κατάρρευσης των κελυφών, τα διαγράμματα φορτίου - μετατόπισης που προέκυψαν, και οι δείκτες αξιολόγησης. Τα δεδομένα που προέκυψαν από την προσομοίωση είναι σε ASCII μορφή, καθιστώντας εφικτή την επεξεργασία τους.

Στάδια κατάρρευσης των κελυφών & διαγράμματα φορτίου - μετατόπισης

Προκειμένου να είναι εφικτή η σύγκριση των καμπυλών φορτίου - μετατόπισης του κελύφους και των δοκιμών ανά γωνία φόρτισης και η αποτύπωσή τους στο ίδιο διάγραμμα, αναπτύχθηκε ο κώδικας MATLAB που παρουσιάζεται στο παράρτημα Β3. Οι παράμετροι της προσομοίωσης που έπρεπε να βρεθούν μέσω της μεθόδου trial - and - error ρυθμίστηκαν έτσι ώστε η απόκλιση μεταξύ των δεικτών αξιολόγησης της απορρόφησης ενέργειας, της ειδικής απορρόφησης ενέργειας και του μέσου φορτίου του πειράματος και της προσομοίωσης να μην υπερβαίνει το $\pm 10\%$. Ως εκ τούτου, και επειδή η ίδια προσομοίωση (με εξαίρεση τη περιστροφή του κελύφους και της κάτω πλάκας και τον χρόνο τερματισμού) χρησιμοποιήθηκε για κάθε γωνία φόρτισης, μικρές αποκλίσεις στην καμπύλη φορτίου - μετατόπισης του κελύφους από αυτήν του δοκιμίου είναι αναμενόμενες.

Ο explicit solver του Ls - Dyna προτιμήθηκε από τον implicit solver για την παρούσα αριθμητική προσομοίωση, επειδή το υπολογιστικό του κόστος είναι σαφώς μικρότερο. Ακόμη, η χρήση του implicit solver έχει ως αποτέλεσμα αφύσικη συμπεριφορά του κελύφους κατά την κατάρρευσή του, εξαιτίας της συμμετρίας αυτού. Ο explicit solver παρέχει αξιόπιστα αποτελέσματα, αν και η χρήση του σχετίζεται με αύξηση των διακυμάνσεων της καμπύλης φορτίου - μετατόπισης, όπως επίσης και με τοπική αύξηση του φορτίου, μια και η ύπαρξη μάζας λαμβάνεται υπόψη.

Γωνία φόρτισης ίση με 0°

Οι εικόνες 10.1a - e παρουσιάζουν τα στάδια της κατάρρευσης του κελύφους που υφίσταται αξονική συμπίεση. Η συντριπτική πλειοψηφία των φύλλων που διαμορφώνονται στο μέτωπο κατάρρευσης κάμπτεται προς το εσωτερικό του δοκιμίου (Εικόνα 10.1a). Το μήκος των καμφθέντων φύλλων επεκτείνεται όσο εξελίσσεται η συμπίεση. Αντίθετα, η διαγραφή των στοιχείων των φύλλων που κάμπτονται εξωτερικά του δοκιμίου εμποδίζει την αύξηση του μήκους τους (Εικόνες 10.1a και b). Οι κύριες ρωγμές των δοκιμίων προσομοιώνονται ως διαγραμμένα στοιχεία ανάμεσα στα φύλλα του κελύφους. Η εκτεταμένη κάμψη των φύλλων στο μέτωπο κατάρρευσης οδηγεί στη διαγραφή των στοιχείων τους, με εξαίρεση ένα φύλλο (Εικόνα 10.1d). Γενικά η διαγραφή στοιχείων είναι ιδιαίτερα εμφανής στα τελευταία στάδια της κατάρρευσης, κατά τα οποία μπορεί να παρατηρηθεί και σε μερικά στοιχεία κοντά στη βάση του κελύφους, η οποία κατά τα άλλα παραμένει άθικτη.

Η εικόνα 10.2 παρουσιάζει το διάγραμμα φορτίου - μετατόπισης του κελύφους σε σχέση με τις αντίστοιχες καμπύλες των δοκιμίων. Είναι εμφανής η ομοιότητα μεταξύ τους. Σε όλες τις περιπτώσεις, το μέγιστο φορτίο επιτεύχθηκε λίγο μετά την έναρξη της συμπίεσης, ενώ συγκεκριμένα στην περίπτωση του μοντελοποιημένου κελύφους αυτό συνέβη ακόμα νωρίτερα. Αυτό πιθανώς οφείλεται στο γεγονός ότι ο σχηματισμός και η ανάπτυξη των αρχικών ρωγμών στα δοκίμια χρειάζεται περισσότερο χρόνο από τη διαγραφή στοιχείων που αντιστοιχεί στο μοντελοποιημένο κελύφος. Στη συνέχεια, η καμπύλη σχηματίζει ένα πλατό, η μέση τιμή του οποίου είναι αρκετά μικρότερη από τη μέγιστη. Η προαναφερθείσα μέση τιμή του μοντελοποιημένου κελύφους είναι ελάχιστα μικρότερη από τη μέση τιμή των δοκιμίων. Εξαιτίας του explicit solver, οι διακυμάνσεις της καμπύλης του μοντέλου είναι πολύ περισσότερες από ότι αυτές των δοκιμίων. Για τον ίδιο λόγο, η τιμή του φορτίου του μοντελοποιημένου κελύφους, μετά τη μέγιστη, κυμαίνεται γύρω στα 50 kN πριν δημιουργήσει το προαναφερθέν πλατό. Η αύξηση του φορτίου των δοκιμίων κατά τη περιοχή συμπίεσης αυτών δεν μπορεί να προσομοιωθεί εξαιτίας της διαγραφής στοιχείων.

Γωνία φόρτισης ίση με 3°

Τα στάδια της κατάρρευσης του κελύφους φαίνονται στις εικόνες 10.3a - e. Παρατηρείται ότι μόνο δύο μεγάλα φύλλα κάμπτονται εσωτερικά, ενώ δύο αρκετά μικρότερα κάμπτονται εξωτερικά του κελύφους (Εικόνα 10.3a). Παρόλο που πρόκειται για λοξή φόρτιση, τα φύλλα κάμπτονται εσωτερικά και εξωτερικά του κελύφους εναλλάξ, εξαιτίας της μικρής γωνίας φόρτισης και του γεγονότος ότι η συμπίεση υπό γωνία

3° μοιάζει πολύ με την αξονική. Οι κύριες ρωγμές των δοκιμίων προσομοιώνονται ως διαγραμμένα στοιχεία ανάμεσα στα φύλλα. Η μορφή των εξωτερικών καμφθέντων φύλλων του κελύφους θυμίζει την περιέλιξη των αντίστοιχων φύλλων των δοκιμίων (Εικόνες 10.3b και 10.3c). Εξαιτίας της κάμψης των φύλλων, στα μετέπειτα στάδια της συμπίεσης ένας μεγάλος αριθμός των στοιχείων τους διαγράφεται. Από την άλλη, τα στοιχεία στο μέτωπο κατάρρευσης των φύλλων που κάμπτονται εσωτερικά του κελύφους δεν υφίστανται τόσο εκτεταμένη διαγραφή, λόγω του μεγάλου πλάτους των φύλλων που οδηγεί στην κάμψη τους προς το κέντρο του κελύφους. Έτσι, τα στοιχεία που συγκεντρώνονται μέσα στο κέλυφος θυμίζουν, πριν διαγραφούν, το υλικό που συγκεντρώνεται στο εσωτερικό των δοκιμίων (Εικόνες 10.3d και e). Παρόλο που ένας αριθμός στοιχείων κοντά στη βάση του κελύφους διαγράφεται κατά τα πρώτα στάδια της συμπίεσης, η διαγραφή στη συγκεκριμένη περιοχή του κελύφους δεν εξελίσσεται στα μετέπειτα στάδια.

Οι καμπύλες φορτίου - μετατόπισης παρουσιάζονται στην Εικόνα 10.4. Η καμπύλη του μοντελοποιημένου κελύφους είναι πανομοιότυπη με εκείνες των δοκιμίων, ειδικά του 2a. Η ελαστική περιοχή της καμπύλης του μοντελοποιημένου κελύφους είναι ελαφρώς μικρότερη από εκείνες των δοκιμίων, λόγω του ότι η διαγραφή των αρχικών στοιχείων στο μέτωπο κατάρρευσης ξεκινάει νωρίτερα από ότι ο σχηματισμός των αρχικών ρωγμών των δοκιμίων. Η μέγιστη τιμή του φορτίου του μοντελοποιημένου κελύφους επιτεύχθηκε στα πρώτα στάδια της κατάρρευσης και είναι μεγαλύτερη από 50 kN και άρα αρκετά μεγαλύτερη από τις τιμές του φορτίου των δοκιμίων στο συγκεκριμένο στάδιο της κατάρρευσης. Αυτό οφείλεται στη χρήση του explicit solver. Για τον ίδιο λόγο, οι διακυμάνσεις του φορτίου του μοντελοποιημένου κελύφους στο πλατό είναι πολύ πιο έντονες από εκείνες των καμπυλών των δοκιμίων. Το μέσο φορτίο του μοντελοποιημένου κελύφους έχει παρόμοια τιμή με το μέσο φορτίο των δοκιμίων. Στα τελευταία στάδια της συμπίεσης, το φορτίο των δοκιμίων αυξάνεται εξαιτίας της συμπίκνωσής τους, ενώ το φορτίο του μοντελοποιημένου κελύφους μειώνεται λόγω της εκτεταμένης διαγραφής στοιχείων.

Γωνία φόρτισης ίση με 7°

Τα στάδια της κατάρρευσης του μοντελοποιημένου κελύφους που υπόκειται σε λοξή φόρτιση γωνίας 7° παρουσιάζονται στις εικόνες 10.5a - e. Σχηματίζονται κυρίως δύο μεγάλα φύλλα που κάμπτονται εσωτερικά του κελύφους, καθώς και ένα αρχικώς ακτινικά επεκτεινόμενο φύλλο που κάμπτεται εξωτερικά αυτού (Εικόνες 10.5a και b). Τα διαγραμμένα στοιχεία ανάμεσα στα φύλλα αποτυπώνουν τις ρωγμές των δοκιμίων. Η πλειοψηφία των στοιχείων των δύο φύλλων που κάμπτονται εσωτερικά του κελύφους δε διαγράφεται κοντά στο μέτωπο κατάρρευσης, με αποτέλεσμα την αύξηση του μήκους των προαναφερθέντων φύλλων (Εικόνες 10.5b και c). Τα στοιχεία των φύλλων εσωτερικά του κελύφους

αποτυπώνουν το υλικό που συσσωρεύεται στο εσωτερικό των δοκιμίων. Στην εικόνα 10.5e μπορεί να παρατηρηθεί ότι ένας μεγάλος αριθμός στοιχείων έχει διαγραφεί. Το φύλλο που κάμπτεται εξωτερικά περιελίσσεται ελαφρώς (Εικόνα 10.5c). Καθώς εξελίσσεται η συμπίεση, η περιέλιξη του φύλλου φέρει αρκετές ομοιότητες με την περιέλιξη των φύλλων των δοκιμίων (Εικόνες 10.5d και 10.5e). Παρόλο που ένας αριθμός στοιχείων διαγράφεται στο μέτωπο κατάρρευσης, αυτό δεν επηρεάζει την κάμψη των φύλλων, ενώ δεν υφίσταται εκτεταμένη διαγραφή στοιχείων ώστε να διαγραφεί ολόκληρο φύλλο (Εικόνα 10.5e). Προς τα τελευταία στάδια της κατάρρευσης, όμως, εκτεταμένη διαγραφή στοιχείων μπορεί να παρατηρηθεί.

Το συγκριτικό διάγραμμα που αποτυπώνει τις καμπύλες φορτίου - μετατόπισης του μοντελοποιημένου κελύφους και των δοκιμίων παρουσιάζεται στην εικόνα 10.6. Η ελαστική περιοχή της καμπύλης του μοντελοποιημένου κελύφους και των δοκιμίων τελειώνει περίπου στο ίδιο στάδιο της κατάρρευσης αυτών. Η τιμή του μέσου φορτίου του πλατό του μοντελοποιημένου κελύφους είναι μεγαλύτερη από την αντίστοιχη τιμή των δοκιμίων. Επίσης, η ζώνη κατάρρευσης ξεκινάει σε νωρίτερο στάδιο της συμπίεσης, πιθανώς επειδή η διαγραφή στοιχείων ξεκινάει επίσης νωρίτερα από το σχηματισμό και την ανάπτυξη των ρωγμών των δοκιμίων. Εξαιτίας της χρήσης του explicit solver, οι διακυμάνσεις της καμπύλης του μοντελοποιημένου κελύφους είναι αυξημένες. Στα τελευταία στάδια της κατάρρευσης, η τιμή του φορτίου των καμπυλών των δοκιμίων αυξάνεται λόγω της συμπίκνωσης, ενώ λόγω της διαγραφής στοιχείων η τιμή του φορτίου του μοντελοποιημένου κελύφους μειώνεται.

Γωνία φόρτισης ίση με 12°

Τα στάδια κατάρρευσης του κελύφους που υπόκειται σε λοξή συμπίεση υπό γωνία 12° παρουσιάζονται στις εικόνες 10.7a - e. Σχηματίζονται δύο μεγάλα και ένα μικρότερο φύλλα που κάμπτονται εσωτερικά του κελύφους, καθώς και ένα φύλλο που περιελίσσεται εξωτερικά αυτού. Τα διαγραμμένα στοιχεία ανάμεσα στα φύλλα προσομοιώνουν τις κύριες ρωγμές των δοκιμίων (Εικόνα 10.7a). Ένας μικρός αριθμός των στοιχείων του μετώπου κατάρρευσης των εσωτερικά καμφθέντων φύλλων διαγράφεται, με αποτέλεσμα να μην επηρεάζει την αύξηση του μήκους των φύλλων μέσα στο κέλυφος. Τα στοιχεία και τα φύλλα στο εσωτερικό του κελύφους αποτυπώνουν το υλικό που συσσωρεύεται αντίστοιχα στο εσωτερικό των δοκιμίων (Εικόνες 10.7b - d). Η περιέλιξη των εξωτερικά καμφθέντων φύλλων είναι παρόμοια με εκείνη των δοκιμίων, ενώ ακόμη δεν επηρεάζεται από την περιορισμένη διαγραφή στοιχείων στην οποία υπόκεινται (Εικόνες 10.7a - c). Η διαγραφή των στοιχείων σε όλα τα φύλλα αυξάνεται κατά τα μετέπειτα στάδια της κατάρρευσης (Εικόνα 10.7e).

Το συγκριτικό διάγραμμα των καμπυλών φορτίου - μετατόπισης του μοντελοποιημένου κελύφους και των δοκιμίων απεικονίζεται στην εικόνα 10.8. Το σημείο όπου τελειώνει η ελαστική περιοχή κάθε καμπύλης αντιστοιχεί στην ίδια παραμόρφωση για το μοντελοποιημένο κέλυφος και τα δοκίμια. Η ζώνη κατάρρευσης του μοντελοποιημένου κελύφους ξεκινάει νωρίτερα από τη ζώνη κατάρρευσης των δοκιμίων, όμοια με την περίπτωση της γωνίας φόρτισης των 7° . Εξαιτίας της χρήσης του explicit solver, το αρχικό φορτίο του μοντελοποιημένου κελύφους στη ζώνη κατάρρευσης είναι μεγαλύτερο από το αντίστοιχο φορτίο των δοκιμίων, ενώ οι διακυμάνσεις της καμπύλης του μοντελοποιημένου κελύφους είναι αυξημένες. Για τον ίδιο λόγο το μέγιστο φορτίο του μοντελοποιημένου κελύφους είναι αρκετά μεγαλύτερο από το μέγιστο φορτίο των δοκιμίων. Η μέση τιμή του φορτίου του πλατό του μοντελοποιημένου κελύφους είναι κοντά με την αντίστοιχη μέση τιμή των δοκιμίων. Στα τελευταία στάδια της κατάρρευσης, η εκτεταμένη διαγραφή στοιχείων οδήγησε σε σημαντική μείωση του φορτίου του μοντελοποιημένου κελύφους.

Γωνία φόρτισης ίση με 17°

Οι εικόνες 10.9a - e παρουσιάζουν τα στάδια της κατάρρευσης του κελύφους που υπόκειται σε συμπίεση υπό γωνία 17° . Η κατάρρευσή του μοιάζει σε μεγάλο βαθμό με εκείνη των δοκιμίων. Όπως και στις προηγούμενες περιπτώσεις, σχηματίζονται φύλλα που κάμπτονται εσωτερικά και εξωτερικά του κελύφους, ενώ τα διαγραμμένα στοιχεία ανάμεσά τους προσομοιώνουν τις κύριες ρωγμές των δοκιμίων (Εικόνες 10.9b - c). Παρόλο που στα αρχικά στάδια της συμπίεσης η διαγραφή των στοιχείων του μετώπου κατάρρευσης των δύο εσωτερικά του κελύφους καμφθέντων φύλλων είναι μεμονωμένη (Εικόνα 10.9b), στα μετέπειτα στάδια αυξάνεται, επηρεάζοντας σε μεγάλο βαθμό τα στοιχεία του μετώπου κατάρρευσης (Εικόνα 10.9e). Το εξωτερικά περιελισσόμενο φύλλο (Εικόνες 10.9b και 10.9c), εξαιτίας της διαγραφής των στοιχείων του στα μετέπειτα στάδια της κατάρρευσης, θυμίζει δέσμες στρώσεων (Εικόνα 10.9d). Διαγραφή στοιχείων παρατηρείται και στη βάση του κελύφους, εξαιτίας της έντονης κάμψης λόγω της μεγάλης γωνίας φόρτισης (Εικόνα 10.9e).

Το διάγραμμα της εικόνας 10.10 παρουσιάζει τις καμπύλες φορτίου - μετατόπισης για το μοντελοποιημένο κέλυφος και τα δοκίμια που υπόκεινται σε γωνία φόρτισης 17° . Όπως και προηγουμένως, η παραμόρφωση που αντιστοιχεί στο τέλος της ελαστικής περιοχής είναι ίδια για όλες τις καμπύλες. Τα σημεία έναρξης της ζώνης κατάρρευσης είναι κοντά μεταξύ τους όσο αφορά το μοντελοποιημένο κέλυφος και τα δοκίμια. Η μέση τιμή του φορτίου της ζώνης κατάρρευσης του μοντελοποιημένου κελύφους είναι κοντά με την αντίστοιχη τιμή των δοκιμίων. Η χρήση του explicit solver έχει ως αποτέλεσμα διακυμάνσεις στο φορτίο του μοντελοποιημένου κελύφους, όπως και αυξημένη τιμή του μέγιστου φορτίου. Η τιμή του φορτίου του

μοντελοποιημένου κελύφους στα τελευταία στάδια της κατάρρευσης μειώνεται σημαντικά, λόγω της διαγραφής στοιχείων.

Γωνία φόρτισης ίση με 22°

Τα στάδια της κατάρρευσης του κελύφους που υφίσταται συμπίεση υπό γωνία 22° παρουσιάζονται στις εικόνες 10.11a - e. Παρατηρείται ότι η κάμψη είναι ο κύριος μηχανισμός κατάρρευσης, ενώ ήδη από τα πρώτα στάδια της συμπίεσης τα φύλλα κάμπτονται εσωτερικά και εξωτερικά του κελύφους (Εικόνα 10.11b). Καθώς προχωράει η συμπίεση, η κάμψη επεκτείνεται στο μεγαλύτερο μέρος του κελύφους (Εικόνες 10.11d και e). Στα πρώτα στάδια της κατάρρευσης, η διαγραφή των στοιχείων συμβαίνει κυρίως στο μέτωπο κατάρρευσης (Εικόνα 10.11c). Στα μετέπειτα στάδια η διαγραφή των στοιχείων σχηματίζει μια κύρια ρωγμή στο κέλυφος, ενώ ένας σημαντικός αριθμός στοιχείων κοντά στη βάση του κελύφους επίσης υφίσταται διαγραφή (Εικόνα 10.11e). Αυτό είναι αποτέλεσμα της έντονης κάμψης λόγω της μεγάλης γωνίας φόρτισης.

Το διάγραμμα φορτίου - μετατόπισης των καμπυλών του μοντελοποιημένου κελύφους και των δοκιμίων παρουσιάζεται στην εικόνα 10.12. Όπως και προηγουμένως, τα σημεία των τριών καμπυλών που υποδεικνύουν το τέλος της ελαστικής τους περιοχής αντιστοιχούν στην ίδια παραμόρφωση. Εξαιτίας της χρήσης του explicit solver η ζώνη κατάρρευσης του μοντελοποιημένου κελύφους ξεκινάει νωρίτερα από ότι των δοκιμίων, το μέγιστο φορτίο είναι μεγαλύτερο ενώ ακόμη η καμπύλη του διακατέχεται από διακυμάνσεις. Ακόμη, η μέση τιμή του φορτίου των δοκιμίων στο πλατό είναι ελαφρώς μεγαλύτερη από εκείνη του μοντελοποιημένου κελύφους.

Σύγκριση της κατάρρευσης των μοντελοποιημένων κελυφών και των δοκιμίων

Η κατάρρευση των μοντελοποιημένων κελυφών φέρει πολλές ομοιότητες με εκείνη των δοκιμίων, παρόλο που υφίστανται διαφορές. Οι δέσμες και τα φύλλα των στρώσεων των δοκιμίων αντιστοιχούν σε μεγάλο βαθμό στα φύλλα του μοντελοποιημένου κελύφους που κάμπτονται εσωτερικά ή περιελίσσονται εξωτερικά του κελύφους. Η διαγραφή των στοιχείων εμποδίζει τον σχηματισμό μεγάλων σε μήκος φύλλων. Η χρήση ενός στοιχείου για την προσομοίωση του τοιχώματος του κελύφους κατά πάχος έχει ως αποτέλεσμα να μην είναι εφικτή η εμφάνιση μηχανισμών κατάρρευσης όπως η αποκόλληση και ο σχηματισμός της κύριας ρωγμής, καθώς επίσης και η μορφή μανιταριού κατά το τέλος της συμπίεσής του μοντελοποιημένου

κελύφους. Κατά τη λοξή φόρτιση (και εκτός της περίπτωσης των 3°), τα φύλλα και οι δέσμες στρώσεων του μοντελοποιημένου κελύφους και των δοκιμίων κάμπτονται και περιελίσσονται κατά τον ίδιο τρόπο, τόσο στην αριστερή, όσο και στη δεξιά πλευρά αυτών. Ειδικά στην περίπτωση της γωνίας των 22°, η εκτεταμένη κάμψη των δοκιμίων έχει προσομοιωθεί σε μεγάλο βαθμό. Σε κάθε περίπτωση, έχουν επίσης προσομοιωθεί οι κύριες ρωγμές ανάμεσα στα φύλλα των στρώσεων, χάρη στην κατάλληλη διαγραφή στοιχείων του μοντελοποιημένου κελύφους.

Δείκτες αξιολόγησης

Μια αριθμητική προσομοίωση θεωρείται ακριβής αν η απόκλιση μεταξύ των δεικτών αξιολόγησης ενέργειας, και συγκεκριμένα του μέσου φορτίου, της απορρόφησης ενέργειας και της ειδικής απορρόφησης ενέργειας, της προσομοίωσης και του πειράματος δεν υπερβαίνει το $\pm 10\%$. Ο πίνακας 12 παρουσιάζει τους δείκτες αξιολόγησης του κάθε μοντελοποιημένου κελύφους, καθώς επίσης και τον μέσο όρο τους για τα δοκίμια, για κάθε γωνία φόρτισης, όπως και την απόκλιση μεταξύ προσομοίωσης και πειράματος.

Παρατηρείται ότι η απόκλιση του μέσου φορτίου, της απορρόφησης ενέργειας και της ειδικής απορρόφησης ενέργειας για κάθε γωνία φόρτισης είναι λιγότερο από $\pm 10\%$. Από την άλλη, η απόκλιση της τιμής του μέγιστου φορτίου κυμαίνεται από 16,898% (γωνία φόρτισης 7°) μέχρι 82,676% (γωνία φόρτισης 12°). Αντίστοιχα με το μέγιστο φορτίο των δοκιμίων, το μέγιστο φορτίο του κελύφους που υπέστη αξονική κατάρρευση έχει πολύ μεγαλύτερη τιμή από οποιαδήποτε τιμή μέγιστου φορτίου του κελύφους συμπίεσμένου υπό γωνία. Η απόκλιση στις τιμές του μέγιστου φορτίου των δοκιμίων και των μοντελοποιημένων κελυφών είναι αναμενόμενη εξαιτίας της χρήσης του explicit solver. Επίσης, η χρήση ενός στοιχείου για την προσομοίωση του πάχους του κελύφους συντελεί στην απόκλιση, μια και μηχανισμοί κατάρρευσης όπως η αποκόλληση δεν μπορούν να προσομοιωθούν. Ακόμη, η μέγιστη τιμή του φορτίου των δοκιμίων επηρεάζεται από ελαττώματα του υλικού, τα οποία δεν μπορούν να προσομοιωθούν. Εξαιτίας της εξάρτησής τους από το μέγιστο φορτίο, η απόδοση της δύναμης κατάρρευσης και ο δείκτης ομοιογένειας φορτίου παρουσιάζουν επίσης μεγάλες αποκλίσεις.

Η απόκλιση της τιμής του μέσου φορτίου κυμαίνεται από 0,741% (γωνία φόρτισης 7°) σε 9,153% (γωνία φόρτισης 0°), η απόκλιση της απορρόφησης ενέργειας από 0,262% (γωνία φόρτισης 7°) σε 9,638% (γωνία φόρτισης 12°) και η απόκλιση της ειδικής απορρόφησης ενέργειας από 0,493% (γωνία φόρτισης 7°) σε 9,831% (γωνία φόρτισης 12°). Είναι εμφανής η εγγύτητα των τιμών των προαναφερθέντων δεικτών αξιολόγησης στην περίπτωση της γωνίας φόρτισης των 7°. Από τη στιγμή που οι δείκτες αξιολόγησης που σχετίζονται με την απορρόφηση της ενέργειας είναι λιγότερο από $\pm 10\%$, τα αποτελέσματα της

προσομοίωσης θεωρούνται ακριβή. Η απόκλιση των παραπάνω δεικτών ενδέχεται να οφείλεται σε ατέλειες του υλικού του δοκιμίων, όπως και στο ότι στην προσομοίωση δεν περιλαμβάνονται μηχανισμοί κατάρρευσης όπως η αποκόλληση και ο σχηματισμός της τριγωνικής σφήνας, καθώς και στην αδυναμία προσομοίωσης της συμπίκνωσης των δοκιμίων εξαιτίας της διαγραφής στοιχείων. Ακόμη, το γεγονός ότι οι τιμές των παραμέτρων που βρέθηκαν με τη μέθοδο trial - and - error δε μεταβάλλονται με την αλλαγή της γωνίας φόρτισης, όπως και η ευαισθησία του κώδικα, ενδέχεται να επηρέασαν την απόκλιση των τιμών των δεικτών αξιολόγησης.

Οι δείκτες αξιολόγησης της προσομοίωσης επιβεβαιώνουν τους δείκτες αξιολόγησης της πειραματικής διαδικασίας. Η λοξή φόρτιση επηρεάζει την ικανότητα απορρόφησης ενέργειας του κελύφους, ενώ η αύξηση της γωνίας φόρτισης συνεπάγεται μείωση της τιμής των δεικτών του μέσου φορτίου, της απορρόφησης ενέργειας και της ειδικής απορρόφησης ενέργειας.

Κρίσιμη γωνία φόρτισης

Λαμβάνοντας υπόψη την κατάρρευση των κελυφών, των διαγραμμάτων φορτίου - μετατόπισης και τους δείκτες αξιολόγησης όσο αφορά τόσο την πειραματική διαδικασία όσο και την προσομοίωση, μπορεί να εξαχθεί το συμπέρασμα ότι η κρίσιμη γωνία φόρτισης είναι οι 12° . Η κρίσιμη γωνία είναι η γωνία φόρτισης κατά την οποία η κατάρρευση του δοκιμίου παύει να μοιάζει με την αξονική κατάρρευση, αλλά πλέον η κάμψη υπερτερεί. Οι μορφές των κελυφών που έχουν καταρρεύσει, τόσο των δοκιμίων όσο και του μοντελοποιημένου κελύφους, δεν παρουσιάζουν ιδιαίτερα χαρακτηριστικά του σχήματος μανιταριού, ενώ η κάμψη των φύλλων τους είναι έντονη. Στο διάγραμμα φορτίου - μετατόπισης (Εικόνα 6.48), η τιμή του φορτίου της ζώνης κατάρρευσης μειώνεται απότομα όσο αφορά η γωνία των 12° , σε σχέση με τη τιμή του φορτίου που σχετίζεται με τη γωνία των 7° . Αυτή η μείωση του φορτίου σχετίζεται με την αύξηση της κάμψης των φύλλων του κελύφους. Ακόμη, η σχετικά απότομη μείωση των τιμών των δεικτών αξιολόγησης, ειδικά του μέσου φορτίου και της ειδικής απορρόφησης ενέργειας, ενισχύει το γεγονός ότι η κρίσιμη γωνία φόρτισης είναι η γωνία των 12° .

Συμπεράσματα

Η παρούσα εργασία εξετάζει την κατάρρευση CFRP σωληνοειδών κελυφών κυκλικής διατομής που υπόκεινται σε οιονεί - στατική λοξή φόρτιση. Πραγματοποιήθηκε μακροσκοπική και στερεοσκοπική

διερεύνηση των μηχανισμών της κατάρρευσης και υπολογίστηκαν οι δείκτες αξιολόγησης, με αποτέλεσμα να προσδιοριστεί η επιρροή της γωνίας φόρτισης στην κατάρρευση των δοκιμίων. Επίσης, αναπτύχθηκε αριθμητική προσομοίωση στο λογισμικό Ls - Dyna. Οι επτά γωνίες φόρτισης ήταν οι 0°, 3°, 7°, 12°, 17° και 22°.

Η κατάρρευση όλων των δοκιμίων ήταν προοδευτική. Το σχήμα μανιταριού που χαρακτηρίζει τον πρώτο τρόπο κατάρρευσης (Mode I) είναι εμφανές στην περίπτωση της αξονικής φόρτισης, όπως και της λοξής φόρτισης υπό γωνία 3° και 7°. Όπως είναι αναμενόμενο, κατά τη λοξή φόρτιση απουσιάζει η συμμετρία που χαρακτηρίζει το σχήμα μανιταριού στην περίπτωση της αξονικής φόρτισης. Όταν η γωνία φόρτισης είναι 12° ή παραπάνω, η κάμψη κυριαρχεί κατά την κατάρρευση.

Η κύρια ρωγμή των δοκιμίων στην οποία σχηματίζεται η τριγωνική σφήνα επηρεάζεται από τη γωνία φόρτισης. Συγκεκριμένα, στην περίπτωση της αξονικής συμπίεσης ή της συμπίεσης υπό γωνία 3°, η τριγωνική σφήνα σχηματίζεται περίπου στο μέσο του πάχους του δοκιμίου, με αποτέλεσμα να προκύπτει (περίπου) ίσος αριθμός εσωτερικά και εξωτερικά καμφθέντων φύλλων στρώσεων. Η αύξηση της γωνίας φόρτισης έχει ως αποτέλεσμα τον σχηματισμό της τριγωνικής σφήνας πιο κοντά στην εσωτερική ή εξωτερική επιφάνεια του δοκιμίου, ανάλογα με το ποια επιφάνεια έρχεται πρώτη σε επαφή με την κινούμενη πλάκα. Αποτελεσματικά, ο αριθμός των καμφθισών δεσμών στρώσεων που κάμπτεται εσωτερικά και εξωτερικά του δοκιμίου διαφέρει. Στα δοκίμια που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση 12° ή παραπάνω, η τριγωνική σφήνα απουσιάζει μερικώς ή πλήρως.

Τα διαγράμματα φορτίου - μετατόπισης των δοκιμίων που υπόκεινται σε αξονική φόρτιση παρουσιάζουν αισθητές διαφορές με τα αντίστοιχα διαγράμματα των δοκιμίων που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση. Στην πρώτη περίπτωση η τιμή του μέγιστου φορτίου είναι πολύ μεγαλύτερη από το μέσο φορτίο, ενώ επιτυγχάνεται λίγο μετά την έναρξη της συμπίεσης. Αυτό είναι αποτέλεσμα της ταυτόχρονης άσκησης δύναμης σε όλη την περιφέρεια της κορυφής του δοκιμίου, και συνεπώς στον ταυτόχρονο σχηματισμό των αρχικών ρωγμών σε κάθε τμήμα της περιφέρειας. Αντίθετα, κατά την περίπτωση της λοξής φόρτισης, η επαφή της κινούμενης πλάκας με την κορυφή του δοκιμίου, και κατά συνέπεια ο σχηματισμός των αρχικών ρωγμών γίνονται σταδιακά. Αποτελεσματικά, η τιμή του μέγιστου φορτίου δεν ξεπερνάει πολύ αυτή του μέσου.

Η σταδιακή επαφή της κινούμενης πλάκας με το δοκίμιο μπορεί να περιγραφεί στο διάγραμμα φορτίου - μετατόπισης ως μεταβατική περιοχή. Αυτή η περιοχή ξεκινάει όταν οι πρώτες ρωγμές αναπτύσσονται σε ένα σημείο του δοκιμίου όπου πρωτοέρχεται η κινούμενη πλάκα σε επαφή με αυτό, ενώ στο διάγραμμα φορτίου - μετατόπισης μπορεί να παρατηρηθεί αλλαγή της κλίσεως της καμπύλης. Η μεταβατική περιοχή τελειώνει όταν όλα τα σημεία της περιφέρειας της κορυφής του δοκιμίου έχουν έρθει σε επαφή με την

πλάκα και έχει ξεκινήσει η πλαστική τους παραμόρφωση. Όσο αυξάνεται η γωνία φόρτισης, τόσο αυξάνεται και η μεταβατική περιοχή.

Οι στερεοσκοπικά εμφανείς μηχανισμοί κατάρρευσης, όπως ο σχηματισμός των ρωγμών και η αποκόλληση των στρώσεων, αναπτύσσονται κοντά στο μέτωπο κατάρρευσης. Τα φύλλα στρώσεων που έρχονται σε επαφή με την κινούμενη πλάκα έχουν υποστεί περισσότερη θραύση από τα υπόλοιπα, εξαιτίας της τριβής που αναπτύσσεται μεταξύ των δύο επιφανειών. Στο εσωτερικό του δοκιμίου, το υλικό που συσσωρεύεται κοντά στα τοιχώματά του υφίσταται μεγαλύτερη θραύση από εκείνο στο κέντρο του, εξαιτίας της επιπρόσθετης πίεσης που ασκείται από τα τοιχώματα.

Η τιμή του δείκτη αξιολόγησης του μέγιστου φορτίου για κάθε περίπτωση λοξής φόρτισης είναι πολύ μικρότερη από την αντίστοιχη τιμή στην περίπτωση της αξονικής φόρτισης. Αυτό συνεπάγεται ότι αν στην περίπτωση της αξονικής φόρτισης ενός δοκιμίου το μέγιστο φορτίο είναι κάτω από μια οριακή τιμή, αυτή η οριακή τιμή δεν πρόκειται να ξεπεραστεί για κάθε περίπτωση λοξής φόρτισης του ίδιου δοκιμίου. Επιπλέον, η απόκλιση μεταξύ των τιμών του μέγιστου φορτίου των αξονικά φορτισμένων δοκιμίων είναι αισθητά μεγαλύτερη από την απόκλιση των αντίστοιχων τιμών των δοκιμίων που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση υπό την ίδια γωνία. Αυτό είναι αποτέλεσμα της ταυτόχρονης άσκησης του απαραίτητου φορτίου για τον σχηματισμό των αρχικών ρωγμών σε όλη την περιφέρεια της κορυφής του δοκιμίου. Η μέση τιμή του μέγιστου φορτίου των δοκιμίων που υπέστησαν φόρτιση υπό γωνία 22° είναι το 17,88% της μέσης τιμής του μέγιστου φορτίου των αξονικά φορτισμένων δοκιμίων.

Η τιμή του μέσου φορτίου μειώνεται σταδιακά με την αύξηση της γωνίας φόρτισης, ενώ μια μεγαλύτερη τιμή του συγκεκριμένου δείκτη υποδηλώνει μεγαλύτερη ικανότητα απορρόφησης ενέργειας. Η σταδιακή μείωση του μέσου φορτίου οφείλεται στη σταδιακή αντικατάσταση των μηχανισμών κατάρρευσης που σχετίζονται με μεγαλύτερη άσκηση φορτίου από την κινούμενη πλάκα (τριγωνική σφήνα, περιελισσόμενα φύλλα στρώσεων) με μηχανισμούς που απαιτούν λιγότερο φορτίο (κάμψη φύλλων στρώσεων). Η προαναφερθείσα αντικατάσταση αποτυπώνεται ιδιαίτερα στη μείωση του μέσου φορτίου μεταξύ των γωνιών φόρτισης των 7° και των 12° . Η τιμή του μέσου φορτίου για ένα δοκίμιο που υπόκειται σε φόρτιση υπό γωνία 22° είναι το 36,84% της αντίστοιχης τιμής για ένα αξονικά συμπιεσμένο δοκίμιο.

Ο δείκτης της απορρόφησης ενέργειας εξαρτάται από το μήκος παραμόρφωσης των κελυφών απορρόφησης ενέργειας. Έτσι, σε περίπτωση όπου το μήκος παραμόρφωσης διαφέρει στα εξεταζόμενα κελύφη, όπως συνέβη στην παρούσα εργασία, ο συγκεκριμένος δείκτης δεν είναι τόσο αξιόπιστος. Δείχνει, ωστόσο, πώς η αύξηση της γωνίας φόρτισης οδηγεί σε μείωση του διαθέσιμου μήκους παραμόρφωσης, και συνεπώς στη δυνατότητα απορρόφησης μικρότερου ποσού ενέργειας. Ο δείκτης της ειδικής απορρόφησης ενέργειας είναι πιο αξιόπιστος. Η αύξηση της γωνίας φόρτισης έχει ως αποτέλεσμα μείωση της τιμής του.

Συγκεκριμένα, η ειδική απορρόφηση ενέργειας για ένα δοκίμιο υποκειμένο σε φόρτιση υπό γωνία 17° είναι περίπου η μισή ενός αξονικά φορτισμένου δοκιμίου. Συνεπώς, η αύξηση της γωνίας φόρτισης μειώνει την ικανότητα απορρόφησης ενέργειας ενός κελύφους, εξαιτίας της σταδιακής αντικατάστασης των μηχανισμών κατάρρευσης, όπως αναφέρθηκε παραπάνω.

Ο δείκτης της απόδοσης της δύναμης κατάρρευσης των κελυφών απορρόφησης ενέργειας που υπόκεινται σε λοξή φόρτιση έχει υψηλότερη τιμή από την εκείνον των αξονικά φορτισμένων κελυφών, με αποτέλεσμα να σχετίζεται με λιγότερες αλλαγές στην επιβράδυνση, άρα και λιγότερες πιθανότητες τραυματισμού του αυχένα ή του κεφαλιού των επιβαινόντων σε ένα όχημα.

Η αριθμητική προσομοίωση που αναπτύχθηκε αποτυπώνει σε μεγάλο βαθμό το πείραμα. Ο σχηματισμός των φύλλων στρώσεων του μοντελοποιημένου κελύφους και η κάμψη τους κατά την κατάρρευση μοιάζει σε μεγάλο βαθμό με τους αντίστοιχους μηχανισμούς που αναπτύχθηκαν στα δοκίμια. Συγκεκριμένα, στην περίπτωση της γωνίας φόρτισης των 22° , η κάμψη του μοντελοποιημένου κελύφους είναι ιδιαίτερα αισθητή, ομοίως με την κάμψη του δοκιμίου. Οι κύριες ρωγμές που αναπτύσσονται στα δοκίμια απεικονίζονται ως διαγραμμένα στοιχεία ανάμεσα στα φύλλα των μοντελοποιημένων κελυφών.

Οι καμπύλες φορτίου - μετατόπισης της προσομοίωσης παρουσιάζουν πολλές ομοιότητες με τις αντίστοιχες καμπύλες των δοκιμίων. Η μορφή τους είναι πανομοιότυπη, συμπεριλαμβανομένων της μεταβατικής περιοχής και της ζώνης κατάρρευσης. Οι τιμές του φορτίου του μοντελοποιημένου κελύφους στη ζώνη κατάρρευσης είναι γενικά κοντά στις αντίστοιχες τιμές των καμπυλών των δοκιμίων, αν και έντονες διακυμάνσεις μπορούν να παρατηρηθούν, όπως και τοπικά αυξημένες τιμές του φορτίου. Αυτές οι διαφορές είναι αναμενόμενες, κυρίως εξαιτίας της χρήσης του explicit solver.

Η απόκλιση μεταξύ των δεικτών αξιολόγησης του μέσου φορτίου, της απορρόφησης ενέργειας και της ειδικής απορρόφησης ενέργειας της προσομοίωσης και του πειράματος είναι λιγότερη από $\pm 10\%$, καθιστώντας την προσομοίωση ακριβή. Συγκεκριμένα, όσο αφορά τη γωνία φόρτισης των 7° , η απόκλιση των παραπάνω δεικτών αξιολόγησης δεν υπερβαίνει το 1% . Επιβεβαιώνεται ότι η αύξηση της γωνίας φόρτισης έχει ως αποτέλεσμα τη μείωση της τιμής των προαναφερθέντων δεικτών, και κατά συνέπεια της ικανότητας απορρόφησης ενέργειας των κελυφών. Η απόκλιση του δείκτη του μέγιστου φορτίου είναι αισθητά μεγάλη. Σε αυτό οφείλεται η χρήση του explicit solver, η χρήση ενός στοιχείου για την προσομοίωση του πάχους των δοκιμίων και οι ιδανικές συνθήκες της προσομοίωσης, ενώ εξαιτίας αυτών των αιτιών η απόκλιση ήταν αναμενόμενη. Επιπλέον, αποδεικνύεται ότι η χρήση ενός στοιχείου για την προσομοίωση του πάχους των κελυφών δεν είναι κατάλληλη για τον ακριβή υπολογισμό του μέγιστου φορτίου.

Η κρίσιμη γωνία φόρτισης, κατά την οποία τα κελύφη δεν υπόκεινται πλέον σε προοδευτική κατάρρευση (Mode I) αλλά σε κατάρρευση λόγω κάμψης, είναι η γωνία των 12° . Οι τιμές των δεικτών τους του μέσου φορτίου και της ειδικής απορρόφησης ενέργειας είναι αισθητά χαμηλότερες από εκείνες που αφορούν δοκίμια που υπόκεινται σε φόρτιση υπό γωνία 7° .

Μελλοντική διερεύνηση

Κατά τη διάρκεια εκπόνησης της συγκεκριμένης εργασίας προέκυψαν προτάσεις για μελλοντική διερεύνηση της συμπεριφοράς των κελυφών απορρόφησης ενέργειας που υπόκεινται σε λοξή συμπίεση. Σε αυτές περιλαμβάνονται οι πειραματικές δοκιμές σε κελύφη διαφορετικής γεωμετρίας, σύνθετου υλικού, διαστρωμάτωσης ή με ύπαρξη μηχανισμού που να ενεργοποιεί και να καθοδηγεί την κατάρρευση (triggering). Επίσης, διαφορετικές πειραματικές τεχνικές θα μπορούσαν να εξεταστούν, όπως η χρήση σφύρας ή ράβδου split – Hopkinson για τη διερεύνηση της δυναμικής φόρτισης. Επιπρόσθετα, η διεξαγωγή μικροσκοπικής ανάλυσης θα μπορούσε να συντελέσει στη μελέτη των μηχανισμών κατάρρευσης, όπως για παράδειγμα της τριγωνικής σφήνας. Όσο αφορά την προσομοίωση στο πακέτο Ls - Dyna, η ανάπτυξη ενός πιο λεπτομερούς μοντέλου θα μπορούσε να προσφέρει πιο ακριβή αποτελέσματα. Οι στρώσεις του υλικού θα μπορούσαν να προσομοιωθούν ξεχωριστά, με αποτέλεσμα να μοντελοποιείται η αποκόλληση των στρώσεων.

Appendix D: Table of Figures

Figure 1.1: Statistics regarding road vehicle traffic and related injuries	2
Figure 1.2: Old and new front end vehicle structure.	3
Figure 1.3: Progressive failure of a specimen (mode I).	4
Figure 1.4: Brittle fracture of a specimen (mode II) and final view of it after the collapse.	4
Figure 1.5: Progressive folding of a specimen (mode III).	4
Figure 2.1: Geometry of the square tubes used by Mamalis et al.	8
Figure 2.2: Cylindrical tubes used by Zhou et al.	9
Figure 2.3: Oblique loading (Isaac)	9
Figure 4.1: Classification of composite materials	11
Figure 4.2: Unidirectional fabrics	14
Figure 4.3: Twill weave	14
Figure 4.4: Hand lay - up method	15
Figure 4.5: Spray - up method	15
Figure 4.6: Vacuum bag molding	16
Figure 4.7: Resin Transfer Molding	16
Figure 4.8: Formation of the debris wedge	19
Figure 4.9: Modelling of a tube's bevel trigger	21
Figure 4.10: Typical load - displacement graph of a FRP tube failing according to mode I (progressive crushing).	21
Figure 4.11: Experimental and simulated stages of the collapse of a tube reinforced with polyurethane foam.	22
Figure 5.1: Tension coupons 1 and 2 before tensile test is conducted	26
Figure 5.2: Tension coupons 1, 2 and 3	27
Figure 5.3: Detail of tension coupon 1	28
Figure 5.4: Detail of tension coupon 2	28
Figure 5.5: Detail of tension coupon 3	28
Figure 5.6: Load - tensile extension graph for the first coupon	28
Figure 5.7: Tensile stress - tensile strain graph for the first coupon	29

Figure 5.8: Load - tensile extension graph for the second coupon	29
Figure 5.9: Tensile stress - tensile strain graph for the second coupon	29
Figure 5.10: Load - extension graph for the third coupon	30
Figure 5.11: Tensile stress - tensile strain graph for the third coupon	30
Figure 5.12: Base for the specimens	33
Figures 6.1a - h: Stages of collapse of tube 1a	34
Figure 6.2: Front view of collapsed tube 1a	35
Figure 6.3: Top view of collapsed tube 1a	35
Figure 6.4: Bottom view of collapsed tube 1a	35
Figure 6.5: Compressive load - compressive extension graph for tube 1a	35
Figure 6.6: Compressive stress - compressive strain graph for tube 1a	36
Figure 6.7a - h: Stages of collapse of tube 2c	38
Figure 6.8: Front view of collapsed tube 2c	38
Figure 6.9: Top view of collapsed tube 2c	39
Figure 6.10: Left view of collapsed tube 2c	39
Figure 6.11: Bottom view of collapsed tube 2c	39
Figure 6.12: Right view of collapsed tube 2c	39
Figure 6.13: Compressive load - compressive extension graph for tube 2c	39
Figure 6.14: Compressive stress - compressive strain graph for tube 2c	40
Figure 6.15a - h: Stages of collapse of tube 3b	40
Figure 6.16: Front view of collapsed tube 3b	41
Figure 6.17: Bottom view of collapsed tube 3b	41
Figure 6.18: Left view of collapsed tube 3b	41
Figure 6.19: Top view of collapsed tube 3b	41
Figure 6.20: Right view of collapsed tube 3b	41
Figure 6.21: Compressive load - compressive extension graph for tube 3b	42
Figure 6.22: Compressive stress - compressive strain graph for tube 3b	42
Figures 6.23a - h: Stages of collapse of tube 4c	47
Figure 6.24: Front view of collapsed specimen 4c	47
Figure 6.25: Bottom view of collapsed specimen 4c	48

Figure 6.26: Left view of collapsed specimen 4c	48
Figure 6.27: Top view of collapsed specimen 4c	48
Figure 6.28: Right view of collapsed specimen 4c	48
Figure 6.29: Compressive load - compressive extension graph for tube 4c	48
Figure 6.30: Compressive stress - compressive strain graph for tube 4c	49
Figure 6.31a - h: Stages of collapse of tube 5c	49
Figure 6.32: Front view of collapsed specimen 5c	50
Figure 6.33: Bottom view of collapsed specimen 5c	50
Figure 6.34: Left view of collapsed specimen 5c	50
Figure 6.35: Top view of collapsed specimen 5c	50
Figure 6.36: Right view of collapsed specimen 5c	50
Figure 6.37: Compressive load - compressive extension graph for tube 5c	51
Figure 6.38: Compressive stress - compressive strain graph for tube 5c	51
Figures 6.39a - h: Stages of collapse of specimen 6b	55
Figure 6.40: Front view of collapsed specimen 6b	56
Figure 6.41: Bottom view of collapsed specimen 6b	56
Figure 6.42: Left view of collapsed specimen 6b	56
Figure 6.43: Top view of collapsed specimen 6b	56
Figure 6.44: Right view of collapsed specimen 6b	56
Figure 6.45: Compressive load - compressive extension graph for tube 6b	57
Figure 6.46: Compressive stress - compressive strain graph for tube 6b	57
Figure 6.47: All the compressed tubes.	61
Figure 6.48: Compressive load - compressive extension graph regarding the loading angle	62
Figure 7.1: Graph of the PCF of each case	67
Figure 7.2: Graph of the AE of each case	69
Figure 7.3: Graph of the MCF of each case	70
Figure 7.4: Graph of the SEA of each case	72
Figure 7.5: Graph of the CFE of each case	74
Figure 8.1: 0 deg. loaded specimen. The material ring formed between the inwards and outwards bent fronds is evident	76

Figure 8.2: 0 deg. loaded specimen. The compression and fragmentation of the inwards bent lamina bundles are apparent.	76
Figure 8.3: 0 deg. loaded specimen. Peripheral section.	77
Figure 8.4: 0 deg. loaded specimen. The compression and fragmentation of the inwards bent lamina bundles are apparent.	77
Figure 8.5: 0 deg. loaded specimen. Peripheral section.	78
Figure 8.6: 0 deg. loaded specimen. Peripheral section.	78
Figure 8.7: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.	80
Figure 8.8: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.	80
Figure 8.9: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.	80
Figure 8.10: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section of outwards coiling fronds.	80
Figure 8.11: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.	81
Figure 8.12: 3 deg. loaded specimen. Peripheral section.	81
Figure 8.13: 7 deg. loaded specimen. Detail of a crack formed on the base of the specimen.	82
Figure 8.14: 7 deg. loaded specimen. Peripheral section.	82
Figure 8.15: 7 deg. loaded specimen. Detail of the inwards bent lamina bundles.	83
Figure 8.16: 7 deg. loaded specimen. Interface between inwards and outwards bent lamina bundles.	83
Figure 8.17: 7 deg. loaded specimen. Peripheral section.	84
Figure 8.18: 7 deg. loaded specimen. Peripheral section.	84
Figure 8.19: 12 deg. loaded specimen. The debris inside is evident.	85
Figure 8.20: 12 deg. loaded specimen. Peripheral section.	85
Figure 8.21: 12 deg. loaded specimen. Peripheral section.	86
Figure 8.22: 12 deg. loaded specimen. Peripheral section.	86
Figure 8.23: 12 deg. loaded specimen. Peripheral section.	87
Figure 8.24: 12 deg. loaded specimen. Point of starting existing outwards coiling fronds.	87
Figure 8.25: 17 deg. loaded specimen. Peripheral section.	88
Figure 8.26: 17 deg. loaded specimen. Peripheral section.	88
Figure 8.27: 17 deg. loaded specimen. Detail of inwards coiling frond.	89
Figure 8.28: 17 deg. loaded specimen. Point between completely inwards bent fronds and beginning of the existence of outwards coiling fronds.	89

Figure 8.29: 17 deg. loaded specimen. Peripheral section.	89
Figure 8.30: 22 deg. loaded specimen. Peripheral section.	90
Figure 8.31: 22 deg. loaded specimen. Peripheral section.	90
Figure 8.32: 22 deg. loaded specimen. Peripheral section.	91
Figure 8.33: 22 deg. loaded specimen. Outwards bent lamina bundles.	91
Figure 8.34: 22 deg. loaded specimen. Detail of fracture of the fibers.	91
Figure 8.35: 22 deg. loaded specimen. Detail of conflicting inwards bent fronds.	91
Figure 8.36: Coupon used for defining tubes' thickness and layering.	93
Figure 9.1: The assembly of the two rigid plates and the tube, in the case of axial loading.	98
Figure 9.2: The top plate that corresponds to the crashing plate of the UTM. The solid elements can be observed.	99
Figure 9.3: The tube. The shell elements that it is consisting of can be observed.	99
Figure 9.4: MAT_RIGID_020 card used for defining the plates' material.	100
Figure 9.5: BOUNDARY_SPC_SET card used for fixing the bottom plate's degrees of freedom.	100
Figure 9.6: BOUNDARY_SPC_SET card used for constraining the five out of six of crashing plate's degrees of freedom.	100
Figure 9.7: BOUNDARY_PERSCRIBED_MOTION_SET card used for the movement of the crashing plate.	101
Figure 9.8: DEFINE_CURVE card used for defining the velocity of the crashing plate.	101
Figure 9.9: PART_COMPOSIRE card used for the tube and specifically the simulation of the material's layers.	102
Figure 9.10: CONTACT_AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE_CARD used for the tube.	102
Figure 9.11: CONTACT_ERODING_NODES_TO_SURFACE card used for the contact between the tube and the plates.	103
Figure 9.12: HOURGLASS card.	103
Figure 9.13: CONTROL_TIMESTEP card.	104
Figure 9.14: MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE_054/055 card used for defining the tube's material.	107
Figure 9.15: 3o rotation of the tube and the bottom plate. The same procedure is applied for the rest of the loading angles.	108
Figures 10.1a - e: Stages of collapse of 0° loaded modelled tube.	110

Figure 10.2: Compressive load - compressive extension graph for 0 deg loading angle	111
Figures 10.3a - e: Stages of collapse of 3° loaded modelled tube.	112
Figure 10.4: Compressive load - compressive extension graph for 3 deg loading angle	113
Figures 10.5a - e: Stages of collapse of 7° loaded modelled tube.	114
Figure 10.6: Compressive load - compressive extension graph for 7 deg loading angle	114
Figures 10.7a - e: Stages of collapse of 12° loaded modelled tube.	115
Figure 10.8: Compressive load - compressive extension graph for 12 deg loading angle	116
Figures 10.9a - e: Stages of collapse of 17° loaded modelled tube.	117
Figure 10.10: Compressive load - compressive extension graph for 17 deg loading angle	117
Figures 10.11a - e: Stages of collapse of 22° loaded modelled tube.	118
Figure 10.12: Compressive load - compressive extension graph for 22 deg loading angle	119
Figures A.1a - h: Stages of collapse of tube 1b	112
Figure A.2: Front view of collapsed tube 1b	133
Figure A.3: Top view of collapsed tube 1b	134
Figure A.4: Bottom view of collapsed tube 1b	134
Figure A.5: Compressive load - compressive extension graph for tube 1b	134
Figure A.6: Compressive stress - compressive strain graph for tube 1b	135
Figures A.7a- h: Stages of collapse of tube 1c	135
Figure A.8: Front view of collapsed tube 1c	136
Figure A.9: Top view of collapsed tube 1c	136
Figure A.10: Bottom view of collapsed tube 1c	136
Figure A.11: Compressive load - compressive extension graph for tube 1c	136
Figure A.12: Compressive stress - compressive strain graph for specimen 1c	137
Figures A.13a - h: Stages of collapse of tube 2a	137
Figure A.14: Front view of collapsed tube 2a	138
Figure A.15: Top view of collapsed tube 2a	138
Figure A.16: Right view of collapsed tube 2a	138
Figure A.17: Bottom view of collapsed tube 2a	138
Figure A.18: Left view of collapsed tube 2a	138
Figure A.19: Compressive load - compressive extension graph for tube 2a	139
Figure A.20: Compressive stress - compressive strain graph for tube 2a	139

Figures A.21a - h: Stages of collapse of tube 2b	140
Figure A.22: Front view of collapsed tube 2b	140
Figure A.23: Top view of collapsed tube 2b	141
Figure A.24: Left view of collapsed tube 2b	141
Figure A.25: Bottom view of collapsed tube 2b	141
Figure A.26: Right view of collapsed tube 2b	141
Figure A.27: Compressive load - compressive extension graph for tube 2b	141
Figure A.28: Compressive stress - compressive strain graph for tube 2b	142
Figures A.29a - h: Stages of collapse of tube 3a	142
Figure A.30: Front view of collapsed tube 3a	143
Figure A.31: Top view of collapsed tube 3a	143
Figure A.32: Left view of collapsed tube 3a	143
Figure A.33: Bottom view of collapsed tube 3a	143
Figure A.34: Right view of collapsed tube 3a	143
Figure A.35: Compressive load - compressive extension graph for tube 3a	144
Figure A.36: Compressive stress - compressive strain graph for tube 3a	144
Figures A.37a -h: Stages of collapse of tube 3c	145
Figure A.38: Front view of collapsed tube 3c	145
Figure A.39: Top view of collapsed tube 3c	146
Figure A.40: Left view of collapsed tube 3c	146
Figure A.41: Bottom view of collapsed tube 3c	146
Figure A.42: Right view of collapsed tube 3c	146
Figure A.43: Compressive load - compressive extension graph for tube 3c	146
Figure A.44: Compressive stress - compressive strain graph for tube 3c	147
Figures A.45a -h: Stages of collapse of tube 4a	147
Figure A.46: Front view of collapsed tube 4a	148
Figure A.47: Top view of collapsed tube 4a	148
Figure A.48: Left view of collapsed tube 4a	148
Figure A.49: Bottom view of collapsed tube 4a	148
Figure A.50: Right view of collapsed tube 4a	148
Figure A.51: Compressive load - compressive extension graph for tube 4a	149

Figure A.52: Compressive stress - compressive strain graph for tube 4a	149
Figures A.53a -h: Stages of collapse of tube 4b	150
Figure A.54: Front view of collapsed tube 4b	150
Figure A.55: Top view of collapsed tube 4b	151
Figure A.56: Left view of collapsed tube 4b	151
Figure A.57: Bottom view of collapsed tube 4b	151
Figure A.58: Right view of collapsed tube 4b	151
Figure A.59: Compressive load - compressive extension graph for tube 4b	151
Figure A.60: Compressive stress - compressive strain graph for tube 4b	152
Figures A.61a -h: Stages of collapse of tube 5 α	152
Figure A.62: Front view of collapsed tube 5a	153
Figure A.63: Top view of collapsed tube 5a	153
Figure A.64: Left view of collapsed tube 5a	153
Figure A.65: Bottom view of collapsed tube 5a	153
Figure A.66: Right view of collapsed tube 5a	153
Figure A.67: Compressive load - compressive extension graph for tube 5 α	154
Figure A.68: Compressive stress - compressive strain graph for tube 5 α	154
Figures A.69a -h: Stages of collapse of tube 5b	155
Figure A.70: Front view of collapsed tube 5b	155
Figure A.71: Top view of collapsed tube 5b	156
Figure A.72: Left view of collapsed tube 5b	156
Figure A.73: Bottom view of collapsed tube 5b	156
Figure A.74: Right view of collapsed tube 5b	156
Figure A.75: Compressive load - compressive extension graph for tube 5b	156
Figure A.76: Compressive stress - compressive strain graph for tube 5b	157
Figures A.77a -h: Stages of collapse of tube 6a	157
Figure A.78: Front view of collapsed tube 6a	158
Figure A.79: Top view of collapsed tube 6a	158
Figure A.80: Left view of collapsed tube 6a	158
Figure A.81: Bottom view of collapsed tube 6a	158
Figure A.82: Right view of collapsed tube 6a	158

Figure A.83: Compressive load - compressive extension graph for tube 6a	159
Figure A.84: Compressive stress – compressive strain graph for tube 6a	159

Appendix E: Table of Tables

Table 1: Dimensions of tension coupons	26
Table 2: Initial fracture magnitudes for tension coupons	31
Table 3: Final fracture values for tension coupons	31
Table 4: Weight and dimensions of the CFRP circular tubes	32
Table 5: Crashworthiness indicators	65
Table 6: Percentage relative range for each group of specimens regarding PCF	67
Table 7: Percentage relative range for each group of specimens regarding AE	69
Table 8: Percentage relative range for each group of specimens regarding MCF	70
Table 9: Percentage relative range for each group of specimens regarding SEA	72
Table 10: Percentage relative range for each group of specimens regarding CFE	75
Table 11: Details of the material layering and thickness	93
Table 12: Crashworthiness indicators of the numerical simulation per loading angle. The experimental values and the deviation between them are also illustrated.	121