

Dra. Ana Inés Fernández Renna
*Departament de Ciència dels Materials i
Enginyeria Metal·lúrgica*

Dr. Jose Alfonso Artero Guerrero
Dr. Jesús Pernas Sánchez
*Departamento de Mecánica de Medios
Continuos y Teoría de Estructuras*



UNIVERSITAT DE
BARCELONA

Grau d'Enginyeria
de Materials

Trabajo Final de Grado

**Study of the ballistic limit of carbon fiber laminates throughout
MEF and neural networks methodologies combined.**

**Estudio del límite balístico de laminados de fibra de carbono
mediante metodologías combinadas MEF y redes neuronales.**

Jordi Martin Montal

Enero 2016



UNIVERSITAT DE
BARCELONA

Dos campus d'excel·lència internacional

B:KC Barcelona
Knowledge
Campus

HUB Health University of
Barcelona
Campus

Aquesta obra esta subjecta a la llicència de:

Reconeixement–NoComercial-
SenseObraDerivada



<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/3.0/es/>

La ciencia no puede resolver el último misterio de la naturaleza. Y eso se debe a que, en última instancia, nosotros mismos somos una parte del misterio que estamos tratando de resolver.

Max Planck

Quiero empezar agradeciendo enormemente a la Universidad Carlos III de Leganés y en especial al Departamento de *Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras* por abrirme las puertas y brindarme esta gran oportunidad de aprendizaje. El trato personal recibido por cada miembro ha sido inigualable y me habéis hecho sentir como en casa. Los recursos disponibles y la gran capacidad y sabiduría de todo el personal hacen de éste un espacio envidiable a ojos de cualquier estudiante que provenga de cualquier otra facultad.

Quiero dar las gracias encarecidamente a los tutores de mi trabajo Dr. José A. Artero y Dr. Jesús Pernas. Gracias por vuestro tiempo, opiniones, ayudas, atención, sabiduría y sobre todo por la simpatía y actitud mostrada a mi persona. Ha sido un placer poder observar y absorber vuestro modo de afrontar y resolver los problemas. Os deseo de corazón la mayor suerte para vuestros futuros trabajos y publicaciones.

A mis padres, porque ellos me dieron 'simplemente' la oportunidad de vivir. Modelos a seguir, tanto en lo personal como en lo profesional. Familia trabajadora y culta que me ha formado bajo el prisma del respeto, la educación en valores, la cultura y el amor.

A mi hermana, la persona más incondicional que jamás he conocido. Una dirigente en cuanto al trato personal, empatía e inteligencia socioemocional. Estoy orgulloso de poder tenerte en mi vida. Ojalá algún día os pueda devolver a ti y a nuestros padres todo lo que me habéis dado. Gracias por haberme hecho llegar hasta aquí de una forma u otra.

Quiero dar las gracias también a todos los profesores que he tenido durante la carrera y me han impregnado de sus conocimientos y me han desarrollado como ingeniero. No hace falta ir a buscar tan lejos para encontrar profesionales docentes y, sobre todo, personas como la copa de un pino.

En especial atención dar las gracias a Dra. Inés Fernández por acceder ser la tutora de mi trabajo. Muchas gracias por ayudarme y preocuparte tanto, llegando a desempeñar casi un papel de madre dentro de los dominios de la facultad, bajo la enfermedad que me aprisionó durante mi último año de carrera. Gracias por los conocimientos amablemente transmitidos en clase siempre con una gran sonrisa.

Gracias a todos mis compañeros de clase, sin duda serán años que quedarán perpetuados en la sesera que agradeceré recordar en tiempos futuros. Gracias Javi y Dani por vuestra amistad. Ha sido una etapa maravillosa a vuestro lado.

REPORT

CONTENTS

1. GLOSSARY	11
2. SUMMARY	13
3. RESUMEN	15
4. INTRODUCTION	16
4.1 Backgrounds	19
4.1.1 Basic concepts	19
4.1.2 Carbon fiber laminates	21
4.1.3 Damages in carbon fiber laminates	26
4.1.4 Impacts on laminates	26
4.1.5 Commercial finite element code methods	29
4.1.6 Composite materials modeling	30
4.1.7 Lambert-Jonas fitting	31
4.1.8 Neural networks	33
4.2 Objectives	34
5. MODELO NUMÉRICO	35
5.1 Introducción	35
5.2 Geometría y malla	36
5.3 Cargas, condiciones de contorno y contacto	37
5.4 Materiales	39
5.5 Interacción cohesiva	44

5.6	Validación	49
5.7	Análisis y resultados	50
5.7.1	Análisis del impacto	50
5.7.2	Área deslaminada	54
5.8	Inluencia de la secuencia de apilado en el límite balístico	57
6.	REDES NEURONALES	62
6.1	Introducción	62
6.2	Entrenamiento y verificación de las redes neuronales	63
6.2.1	Variables que definen el problema	63
6.3	Descripción de la metodología general	64
6.3.1	Entrenamiento de la red	66
6.3.2	Determinación de los parámetros óptimos del PMC	67
6.4	Verificación y análisis de resultados	70
7.	Conclusions	74
8.	Future works	77
9.	References and notes	79
10.	APÉNDICE 1: ESTUDIO DE LA INFLUENCIA DEL TIPO DE ELEMENTO Y EL MODELO DEL MATERIAL	83
11.	APÉNDICE 2: ANÁLISIS DE LA SENSIBILIDAD DE LA MALLA	86
12.	APÉNDICE 3: BASES BIOLÓGICAS DE LAS RNA	88
13.	APÉNDICE 4: ARQUITECTURA DEL PMC	92
13.1	Propagación de los patrones de entrada	94
13.2	Algoritmo de retropropagación del PMC	96

1. GLOSSARY

v_{bl} , v_{50} = Ballistic limit velocity.

ρ = Density.

E_a = Young Modulus, Elasticity Modulus in a direction.

X_t = Tensile yield strength in x axis direction.

X_c = Compression yield strength in x axis direction.

Y_t = Tensile yield strength in y axis direction.

Y_c = Compression yield strength in y axis direction.

S_c = Shear limit.

ε_t = Total deformation.

$(a, b, c, d, e, f)s$ = Laminate angles sequence for each layer with symmetry condition.

m = Mass.

A = Area.

PMC = Multilayer Perceptron.

RNA = Artificial Neural Network.

MEF = Finite Elements Modeling.

ν = Poisson Coefficient.

G_{ab} = Shear modulus in the plane ab .

e_i = Damage level for each failure mode in Chang-Chang criteria.

σ_{ab} = ab plane and direction stress.

β = Shear influence coefficient in the fiber failure, threshold set.

$DFAILT$ = Fiber maximum deformation.

$DFAILM$ = Matrix maximum deformation.

$DFAILS$ = Shear maximum deformation.

EFS = Effective failure strain.

v_{imp} = Initial impact velocity.

v_{res} = Residual impact velocity.

T = Maximum stress for the modus **I** initiation in the normal plane direction.

S = Maximum stress for the modus **II** initiation in the tangential plane direction.

G_I = Energy liberation rate in modus **I**.

G_{II} = Energy liberation rate in modus **II**.

μ = Mixed mode coefficient.

u_N = Normal direction last displacement for the cohesive interaction.

δ = Relative displacement.

δ^0 = Softening initiation displacement.

δ^F = Total failure displacement.

a, p = Lambert-Jonas phenomenological parameters.

s = Seconds.

v_i^p = PMC i output of the p layer.

f_i^p = PMC i activation function of the p layer.

n_p = Number of neurons of the p layer.

φ_{ji}^{p-1} = PMC j neuron weight connection of the $p - 1$ layer and i neuron of the p layer.

b_i^p = PMC i neuron threshold activation for the p layer.

x_i = Stacking sequence vector for the input pattern.

y_i = Stacking sequence vector for the output pattern.

ϕ = Weight set.

$e(s)$ = Quadratic error for the s pattern.

K = Total pattern number.

E = Global error.

ξ = Learning rate.

Epochs = Learning cycles number.

N = Hidden layer neurons number.

2. SUMMARY

Nowadays composite materials are widely used in aeronautics due to its high resistance-density relation. However, one of its main drawbacks is its elevated vulnerability against perpendicular impacts. The ballistic limit value of each laminate is a critical variable playing an integral role in the aforementioned impacts.

The aim of this project is to analyze the influence of the laminates stacking sequence in its ballistic limit values.

To this end, a numerical model through a commercial code of finite elements in LS-DYNA® will be developed and implemented to be compared and validated through an previous experimental model from [López-Puente et al., 2003][1].

The experimental model was carried out with impact trials of high and low velocity of spherical projectiles on carbon fiber test tubes with specific geometries and boundary conditions.

The composite material utilized is AS4 carbon fiber and 8552 epoxy matrix, an amply used material in aeronautics.

For a thorough interpretation and analysis of the influence between both parameters it is intended the usage of a new technology based in neural artificial networks through a code implemented in Python.

These computational tools are increasing in use in the engineering industry due to its features of behavior prediction between variables without an apparent either particular or mathematizable physical relation.

3. RESUMEN

Actualmente los materiales compuestos son ampliamente usados en la industria aeronáutica debido a su alta relación resistencia-densidad. Sin embargo, uno de sus principales inconvenientes es su alta vulnerabilidad contra impactos perpendiculares. El valor del límite balístico de cada laminado es una variable crítica que juega un papel fundamental frente a estos impactos anteriormente mencionados.

En este proyecto se pretende analizar la influencia de la secuencia de apilado de los laminados en sus valores de límite balístico.

Para ello, se implementará mediante un código comercial de elementos finitos en LS-DYNA® [2] [3], un modelo numérico que se comparará y validará mediante un trabajo experimental previo de [López-Puente et al., 2003].

El trabajo experimental se llevó a cabo mediante ensayos de impacto de alta velocidad de proyectiles esféricos sobre probetas de fibra de carbono con geometrías y condiciones de contorno específicas.

El material compuesto usado se compone de fibra de carbono AS4 y matriz epoxi 8552, material ampliamente usado en la industria aeronáutica.

Para una exhaustiva interpretación y análisis de la influencia entre ambos parámetros se ha empleado el uso de una nueva metodología basada en redes neuronales artificiales a través de códigos implementados en Python.

Estas herramientas computacionales son cada vez más usadas en la industria ingenieril debido a su capacidad predictiva de comportamientos entre variables que a priori no tienen una relación física concreta ni matematizable.

4. INTRODUCTION

The usage of composite materials in aeronautics and aerospace industries is increasingly extending. It has augmented considerably in the last decades due to their optimal properties such as their good rigidity-weight and resistance-weight levels.

Through the use of these kind of low-density materials, lighter aircrafts are obtained which means requiring less powerful propulsion systems and thus, less consumption and more autonomy.

As can be seen in the adjacent figure 4.1, the usage of these types of materials has increased beyond the 50% in weight in commercial aircrafts such as the Boeing B787 and the Airbus A350. It can even be seen the utilization of a 90% of the total weight in other models such as the NH90 Helicopter manufactured by NHIndustries.

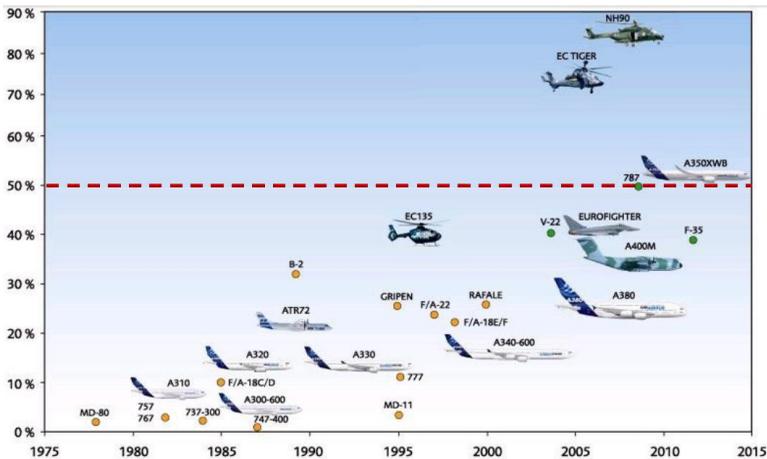


Figure 4.1 Evolution of the usage of composite materials in aviation (% in weight) [Barbero E., 2012] [4].

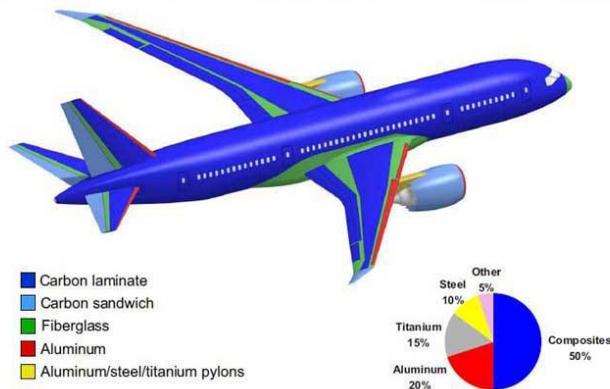


Figure 4.2 Materials employed in the manufacturing of the Boeing B787 aircraft
[www.1001crash.com] [5].

Inside the family of the composite materials in the current market, the most widespread for the manufacturing of high resistance requirement components is the carbon fiber with epoxy matrix (blue parts in figure 4.2). This material does not only possess excellent mechanical properties but it also has a high resistance to corrosion, necessary during in-flight conditions.

Generally these laminates show a good behavior before stresses on the plain or flexion to both static and fatigue charges. Nevertheless, these laminates of composite material have low resistance under dynamic charges in perpendicular direction to the transversal plane for example in the impact cases. These can drastically reduce its mechanical properties and provoke serious structural damage while in service.

These laminates can be subjected to these efforts throughout all their life span such as hail impacts, birds, screws and/or pulled off parts in the fuel tank of the wings during the flight, takeoff and landing. Another type of projectiles or shrapnel can also affect structural parts of battle aircrafts due to grenades or other sort of explosive employed.

There is a technological parameter of high interest in aeronautics that describes the capacity of penetration of a composite material laminate. This parameter is known as ballistic limit.

The ballistic limit is an impact velocity threshold (normally in m/s) in which the laminate begins to be penetrated by a projectile. This parameter is obtained experimentally by impacting projectiles on a laminate in different velocities, achieving an impact velocity vs. residual velocity curve.

The ballistic limit or limit velocity is the velocity required for a particular projectile to reliably (at least 50% of the time) penetrate a particular piece of material. In other words, a given projectile will not pierce a given target when the projectile velocity is lower than the ballistic limit. It's because that we use to formally call this velocity as v_{50}

The value of the ballistic limit of each laminate varies with the stacking sequence. The stacking sequence is the orientation (in grades) of the fibers of each layer of the laminate. This influence between both factors is ample and there is not a physical relation thoroughly studied or analyzed.

This study's main objective is to find the stacking sequence containing the most elevated ballistic limit in order to study the causes of the phenomena and to eventually find a reliable pattern.

The fact of maximizing that variable does not only imply augmenting considerably the resistance of the laminates to an impact, but we will also maintain the same areal density so the material sticks to its resistance-weight index and continuing constantly improving our final material.

4.1 BACKGROUNDS

4.1.1 Basic concepts

A composite material is defined macroscopically as the combination of two families of the materials with different nature (atomic bond) with the purpose of obtaining better specific properties before a particular demand.

The oldest composite materials come from nature. Wood, which has and is currently being used in constructions as structural material, consists of cellulose fibers contained in a lignin matrix.

Bones for instance, are also another kind of composite material formed by fibrous osteons in an apatite matrix.

Nowadays, the structure of composite materials is highly advanced and varied since is an area of knowledge of great interest in the engineering sector.

Metallic, ceramic or reinforced polymer matrix can be used with a wide variety of fibers and particles. Sometimes, these materials use more than one backing material, which are known by hybrid materials. This would be the case of the reinforced concrete, a reinforced composite with particles (gravel and sand) that also have steel mesh or bars.

Furthermore, on some occasions, different materials overlap to form a final improved product like the sandwich composites, where a low-density material interleaves between two layers of more rigid and resistant materials.

As aforementioned, reinforcements can be divided between particles and fibers. With the usage of particles, greater isotropy is obtained at a lower economic cost but with inferior mechanical properties.

Distinctly, the use of fibers as reinforcement is more widespread due to its lightness, rigidity, good mechanical resistance and their capacity to be oriented throughout the direction in which an ampler mechanical requirement will be demanded.

The fact that fiber form materials have their molecules oriented in the direction of the fiber generates a decrease of the current defects increasing its resistance compared to its natural form.

The fibers are formed by thousands of strands with a diameter between 5 and 10 micrometers each, which can be produced in textile machines (figure 4.3).

These can have two presentation models:

- **Short or discontinuous fibers:** With sizes comprised between fractions of a millimeter, to centimeters. Used in molding injection.
- **Long or continuous fibers:** They are cut during the composite fabrication process. They have the potential to be knitted.



Figure 4.3 Glass fibers produced by a textile machine.

4.1.2 Carbon fiber laminates

Carbon fiber laminates are formed by carbon fiber, also called graphite fibers, which have excellent mechanical properties, high resistance to corrosion and fatigue and high dimensional stability in a wide range of temperatures.

These mechanical properties are determined by their architecture and the atomic nature of the carbon chains. Their architecture is similar to the crystalline structure of graphite.

The tenacity of these fibers is controlled through the orientation of the strongest atomic bonds throughout the fiber direction.

Fiber properties depend on the quality of the prime matter used and on the manufacturing process.

Two precursors are often used for fiber synthesis: polyacrylonitrile (PAN) and pitch.

Pitch made fibers tend to be cheaper and have half the resistance to traction of PAN made fibers and one third of compression resistance. This is due to the presence of inherent superficial defects in the precursor's intrinsic structure.

Polyacrylonitrile fibers predominate in aerospace industry for its capacity of obtaining different values of rigidity and resistance.

In the table 4.1 is shown the range of properties and the differences between these materials.

Table 4.1 Common carbon fiber properties of different manufacturers [Barbero, 2011] [6].

Fibras de carbono	ρ [kg/m ³]	E [Gpa]	X_t [GPa]	ϵ_t [%]
<i>Torayca T300</i> (PAN)	1750	230	3,530	1,5
<i>Torayca T1000</i> (PAN)	1800	294	7,060	2,0
<i>Torayca M50</i> (PAN)	1910	490	2,450	0,5
<i>Hexcel AS2</i> (PAN)	1800	227	2,756	1,3
<i>Hexcel AS-4D</i> (PAN)	1770	241	4,134	1,6
<i>Hexcel IM6</i> (PAN)	1760	279	5,740	1,9
<i>Hexcel IM7</i> (PAN)	1780	276	5,310	1,7
<i>Hexcel HMS4</i> (PAN)	1800	317	2,343	0,8
<i>Hexcel UHM</i> (PAN)	1850	441	3,445	0,8
<i>Thornel P55</i> (pitch)	2000	379	1,900	0,5
<i>Thornel P100</i> (pitch)	2160	758	2,410	0,3
<i>Thornel K1100</i> (pitch)	2200	965	3,100	#

These fiber reinforcements are not used alone (normally) since they cannot bear compression or transversal stresses.

That is why a material behaving as a residence matrix is needed in order to maintain the fibers united in its bosom so it is able of transferring the exterior charges to the stresses in the material.

Due to this, composite material properties such a rigidity and resistance in the transversal plane exist exclusively because of this matrix.

The matrix also has the task of protecting the fibers from external environmental conditions, thus giving an excellent corrosion resistance in the final material.

The matrix employed for carbon fiber composites is often a polymer matrix. Polymer matrixes tend to be the more used due to how easily complex geometries and parts can be manufactured at a low cost of machinery and production.

Polymer matrixes can be thermoplastic or thermosetting. For carbon fiber laminates thermosetting matrixes are utilized. These matrixes originate from irreversible chemical transformation of crosslinking between chains that provides to the material a great final intertwining.

The resins possess low viscosity generating an excellent impregnation and filling of the fibrous reinforcements.

Epoxy resin matrix is highly used due to its versatility, its elevated mechanical properties and its high resistance to corrosion.

Versatility depends on the final chemical structure, of the reactants and varied added impurities such as crosslinking agents and of different manufacturing parameters such as temperatures and cure times. Thanks to this we can obtain epoxy matrixes with high rigidity and hardness, high fatigue resistance or with great capacity of adherence to the fiber.

For the laminates manufacturing, fibers are adequately displayed with the desired orientations, according to the geometry and structural requirements demanded. Later on, they are put in an autoclave for the curing. There is where the resin crosslinking chemical reaction occurs followed by the solidification process.

It is very common to apply temperature changes under pre-established time intervals in order to optimize the final result.

Normally a posterior treatment is done at a moderate temperature to minimize a possible polymerization, thus avoiding the possible variation of future mechanical properties.

Table 4.2 Common epoxy matrixes properties [Barbero, 2011] [6].

Matrices epoxi	ρ [kg/m^3]	E [Gpa]	X_t [MPa]	ϵ_t [%]
8551-7	1272	4,089	99,2	4,4
8552	1301	4,667	100,0	1,7
9310/9360 @23°	1200	3,120	75,8	4,0
9310/9360 @149°	1200	1,400	26,2	5,2
9420/9470 (A) @23°	1162	2,660	57,2	3,1
9420/9470 (B) @23°	1168	2,830	77,2	5,2
HPT1072/1062-M @23°	#	3,383	#	#

In composite materials aligns a great number of fibers in the shape of a thin plaque called film or layer.

The different distribution used for each laminated will grant a bigger control of the anisotropy and the material properties. In this case, the type of distribution or stack sequence of each laminate and the repercussion in their final properties is one of the variables that will be subject of study in this project.

The most common kinds of distribution in the elaboration of laminates can be in tape or in tissue.

- **Tissue:** This group of laminates are manufactured through the stacking of knitted films, in which fibers in two perpendicular directions intertwine which may lead to different crosslinking sequences.

The most common configuration is called taffeta. It consists of intertwining the threads achieving a uniformity of the properties in the directions 0° y 90° .

In the figure 4.4 a taffeta type knitted laminate is shown.

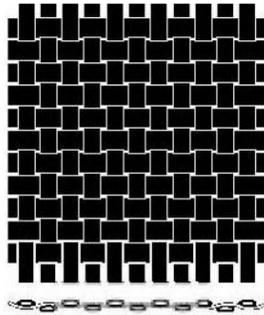


Figure 4.4 Example of a taffeta type laminate. [7]

- **Laminates on tape:** In this sort of laminate the threads are parallel and in only one direction. This gives the material great anisotropy and a big difference in the two main directions of the plane (longitudinal and transversal).

Although in some applications the layers are stacked in a same direction, generally the films can be stacked in different sequences in order to find a greater isotropy and/or a better reaction in front of an external agent or stress.

One of the most common configurations uses the orientations of 0 and 90 degrees. This configuration achieves orthotropic behavior.

On the other hand an almost isotropic distribution can be used (0° , 90° , $\pm 45^\circ$) obtaining approximately the same properties in all directions (figure 4.5)

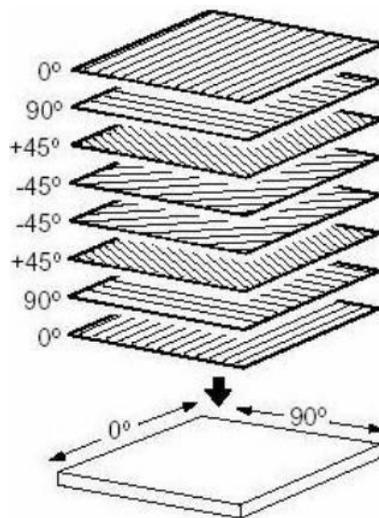


Figure 4.5 Scheme of an almost isotropic laminate. (0° , 90° , $\pm 45^\circ$) [www.hexcel.com]

4.1.3 Damages in carbon fiber laminates

Composite materials, as a result of their structural complexity, show a great variety of failure mechanisms [8]. This fail modes can be classified as: intralaminar and interlaminar. Those failure mechanisms occurring in the inside of the lamina are intralaminar: the breakage and buckling of the fibers (fiber kinking), cracking of the matrix and lacking of adherence between fiber and matrix (fiber debonding). Interlaminar damage or delamination is the propagation of a fissure between adjacent laminas, which causes their separation. In figure 4.6 it can be observed a representation of the damages aforementioned, induced by a low-velocity impact.

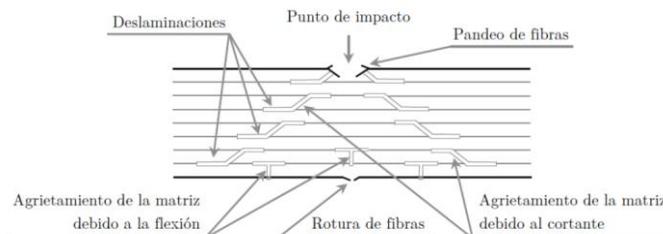


Figure 4.6 Examples of damages produced in a carbon fiber laminate due to a low velocity impact [10].

4.1.4 Impacts on laminates

Impacts on laminates have been subject of interest and study during the last years in aeronautics and aerospace industry.

In the mechanics of continuous media and the structure theory departments of the Universidad Carlos III numerous trials have been executed of impacts through helium canyons and compressed air in this last decade [9] [10].

Our numeric model has been validated through a previous experimental test [López-Puente et al., 2003] in which different spherical impacts over knitted panels of carbon fibre laminates with epoxy matrix were carried out.

The composite material studied has as a reference AGP-193-PW and it is manufactured by Hexcel Composites.

This laminate consists of twelve layers with a total thickness of 2,4 mm and its size is of 110x110 mm².

The projectile employed has a spherical shape, avoiding the dispersion in data obtaining due to the variation of the pitch angle from the mouth of the canyon to the test tube.

It is composed of tempered steel that displays a hardness level high enough in order not to suffer plastic deformation during the impacts realized, providing us their behavior throughout the trials and presupposing it as lineal elastic. Its diameter is 7,5 mm and its mass 1,73 g.

In order to fire the projectile an air canyon with one destination has been used. This canyon uses a pressurized helium bottle of 300 Bar capable of propel the projectile to a velocity higher that 500m/s.



Figure 4.6 Gas canyon used in the experimental trial.

During the trial, the metallic sphere goes through a gallery of 50x50 m² of section and 2m of length in which two photoelectric cells separated by a certain distance detect its way, sending a signal to a computer that calculates the velocity of impact.

At the end of the gallery, the projectile reaches a vault of 1m³ of size where the test tube is subjected to a stand that avoids its displacement and holds it in the desired position. The vault has two windows, one on one side and the other in the upper side, which allows to record video images during the impact trial.

The tool where the test tube is introduced is composed of C-shaped aluminum profiles to grant the tested material placement. This tool also allows the changing of the angle of the impact if so desired. In this case all the impacts were made perpendicular to the plaque

As a mean to measure the residual velocity of the projectile and to visualize the behavior of the laminate in an impact, a Photron Ultima APX high-speed digital camera has been utilized.

The frequency selected has been of 15000fps (frames per second), taking a snapshot every 67 microseconds.

4.1.5 Commercial finite element code methods

The availability of a mechanical behavior model of a composite material that by implementing a finite elements code allows us to adequately simulate the kind of impact problem portrayed is of high interest for both the analysis of the experimental results obtain and for the design of the CFRP components that could be submitted to impacts of high and low velocities during their service life.

That is why that utility of the existent constitutive models for the type of solicitation and techniques have been checked in several previous studies.

Most part of the traditionally employed models can be found in literature and has validated models in high and low deformation velocities present in ballistic impacts.

The creation of these numerical methods (mathematic functions, simple geometric elements) and their later usage has allowed the obtaining of quite precise approximations of the real cases studied. To this fact must be added the advance of computation science from the 60's onwards that has allowed the development of programs capable of solving three-dimensional problems, nonlinear and area problems and even different from the structural analysis such as fluid behavior, heat transfer, analysis of electric and magnetic fields, etc.

Of all the possible parameters of use, the program used to produce all the simulations of this project includes a CFRP structures simulation. Several structural studies have been performed without direct application such as the case of *Bonnie Wade* [11] [12], where a detailed study of the behavior modes and material failure used in this project (*ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE**) provided by LS-DYNA® o the study of the buckling on carbon fiber plaques realized by *Zheng Zhang* [13] in which a study is performed about the behavior of 3 plaques with different thickness submitted to buckling conditions at different velocities and boundary conditions.

Other published studies show correlations like real experiments through different calculation methods such as the one of *Marco Anghileri* [14] where 3 models are developed of hail impact study on the fuselage of a plane made of CFRP. The models used are FE, ALE and SPH, comparing the analytics results with experimental studies.

There are also studies with direct applications where the main purpose is to simulate an experimental case in order to validate it and to be able to make posterior simulations without the need of real experiments. An example of this technique is the one used by *Sivakumara K. Krishnamoorthy* [15] in which a simulation is realized about the behavior of car parts made of carbon fibre. To do this, the different situations of identical parts defined by the software with two of the available materials are compared in order to validate the experiment for further simulations.

Another similar case to the aforementioned is the one of *Paolo Feraboli* [11] [12] in which he simulates the behavior on compression of a wave-shaped CRFP piece, comparing the cases in which resistance properties and material breakage deformation change.

Y.Duan [16] studies de influence of the friction coefficient in a high velocity impact case of a metallic sphere against a CFRP composite realised as tissue.

4.1.6 Composite materials modeling

Behavior models for carbon/epoxy laminates typically consider the anisotropic elastic material until failure, which occurs when a particular criteria is met. These are frequently based in the tensional state of the material and in their resistance properties.

The behavior model employed in the project to simulate carbon fiber laminates in epoxy matrix is a combination of a behavior model implemented in a material in LS-DYNA and in a cohesive interaction. In this way it is possible to acquire a model that considers the highest number of failure modes and that has more resemblance to the real behavior of the laminates. While the material considers the different intralaminar failure modes like fiber or matrix breakage, cohesive interaction models the interlaminar o delamination failure.

The interlaminar failure is ruled by different tensional failure criteria derived from the ones suggested by *Chang-Chang* [17], taking into account the considerations for compression failure provided by *Matzenmiller* and *Schweirhof* [18]. Delamination or interlaminar failure is defined in terms of nodal displacement based on the works by *Matzenmiller et al* [18].

Later on in the section 5.4 on Materials and 5.5 on cohesive interaction, the criteria and methodology of both kinds of failure will be shown as well as the criteria equation that rule the behavior of a carbon fiber laminate.

4.1.7 Lambert-Jonas fitting

As aforementioned the equations shown in the area of the graphic are the Lambert-Jonas approximations for ballistic impacts.

This approximation originates through a general equation shown in the equation 4.1.

Ec 4.1

$$v_{\text{res}} = a(v_{\text{imp}}^p - v_{\text{bl}}^p)^{1/p}, \quad v_{\text{imp}} > v_{\text{bl}}$$

Lambert and Jonas suggested this equation in 1976 in order to relate the variables that interact during a ballistic trial. In former days the *Recht* and *Ipson* equation was used, based on the conservation of energy law.

Although the precision of both models is approximately equal, Lambert-Jonas model is a simple and faster model for ballistic limit calculation.

In the Lambert-Jonas equation (equation 10) the parameters v_{res} , v_{imp} , v_{bl} refer to residual velocity, impact velocity and ballistic limit velocity. a and p (and also v_{bl}) are phenomenological and semi-phenomenological coefficients that are obtained experimentally by performing a fitting with a little code implemented in Python with the module *scipy* using the *curve_fit* function.

The code is a small solver in which the Lambert-Jonas equation is introduced manually and as entry parameters, impact velocities as independent variables and residual velocities as dependent variables.

With 3 parameters requiring adjustment at least 3 initial velocity values must be provided to the program along with their correspondent residual velocity values. Once the values are introduced in the code, the former gives back the parameters when the adjustment has been completed.

4.1.8 Neural networks

In the last years there has been an increasing interest in the application of methodologies coming from other scientific disciplines for the solving of specific issues of a different one.

This multidisciplinary proximity allows the obtaining of solutions that would be difficult to acquire from a particular field of knowledge.

Specifically, artificial intelligence (AI) developed within the computational science field from the 60's decade, has elaborated a series of tools that have applied successfully to different scientific-technological disciplines.

AI has been aimed from its origins to the solving of problems for which equations have no possible analytic or numerical solution, so since there is no requirement of modeling of the specific problem attempted to be solved, AI can be applied to several problems from different disciplines.

Artificial neural networks (ANNs) are connectionist systems formed by numerous units of process (neurons) highly interconnected and which adapt their structure through learning techniques in order to solve function approximation and pattern classification problems.

They process the information contained in a set of data which are provided to them, in order to obtain relations between the sets and the objective functions wished to be approximated or to classify these data in different categories.

In the seek in nature of intelligent mechanisms to intend to develop machines capable of complex tasks, the human brain is a main source of inspiration so it is important to observe certain features of it that have shown to be crucial for the development of the ANNs.

4.2 OBJECTIVES

The project's main aim is to study the influence of the stacking sequence in the ballistic limit of the carbon fiber laminates. To this end, FEM-based numerical simulation tools will be used in order to generate a set of data, after the appropriate model validation, so they can be introduced as learning inputs in a neural network based predictive tool.

To generate an accurate set of data the numerical model has been validated through an experimental model comparing both the residual velocity values and the projectile impact velocity.

Once the numerical model is capable to predict with high resemblance to the experimental model, new ballistic limits values of each sequence will be obtained from new simulations with different stacking sequences. These ballistic limit values for each laminate will be part of the starting set of values for the neural network learning.

Another part worth stressing will be the optimization and the correct learning of the neural network through the provided data. The correct learning will be evaluated through crossed validations and comparing the predicted data with the already known real values.

The neural network shown must be capable then of predicting all the values of the ballistic limits of all stacking permutations possible, showing us which ones will present higher value, which we will verify afterwards by means of a new simulation of that specific stacks with our model already successful model.

5. MODELO NUMÉRICO

5.1 Introducción

Durante los últimos años, dada la existencia y disponibilidad de modelos numéricos que pueden ser capaces de reproducir el comportamiento de todo tipo de materiales sometidos a diferentes esfuerzos y requerimientos, éstos han generado un gran interés en su uso y estudio debido al bajo coste económico de este tipo de metodología comparada con los ensayos experimentales.

Es por ello que uno de los objetivos principales de este trabajo ha sido realizar un modelo numérico fiable que sea capaz de reproducir el comportamiento de un laminado sometido a impactos a diferentes velocidades en régimen balístico.

El modelo se ha diseñado para impactos perpendiculares a diferentes velocidades de ensayo desde 100m/s hasta 210 m/s. Se ha elegido este rango de velocidades para hacer una posterior comparación basada en la velocidad residual del proyectil entre los ensayos experimentales realizados y nuestro modelo numérico.

Debe recordarse también que el interés por velocidades de impacto mucho mayores a las del límite balístico (118,83m/s) y sus respectivas velocidades residuales no va a ser excesivamente elevado después de la validación, ya que se valida nuestro modelo para, a posterior, tener la posibilidad de encontrar el límite balístico de otras secuencias de laminado distintas. Por lo tanto, la región de la curva en la que habrá que fijarse será esencialmente la que está a velocidades de impacto en una franja cercana a la velocidad del límite balístico.

Una vez obtenido el modelo numérico capaz de predecir fielmente el comportamiento y los resultados experimentales se ha realizado un pequeño análisis de los resultados numéricos de la deslaminación en estos impactos que complementarán la información obtenida experimentalmente.

Para la realización de las simulaciones numéricas se ha empleado el programa comercial de elementos finitos LS-DYNA® [19], programa ampliamente optimizado para propiedades dinámicas y sucesos no lineales en este tipo de materiales.

5.2 Geometría y malla

El modelo consta de una placa con 12 capas de fibra de carbono aglutinadas con resina epoxi y una esfera de acero templado con unas dimensiones idénticas a los experimentos realizados en el laboratorio.

El laminado tiene unas dimensiones de $110 \times 110 \text{ mm}^2$ y un espesor de $2,4 \text{ mm}$ y la esfera un diámetro de $7,5 \text{ mm}$ y una masa de $1,73 \text{ g}$.

La esfera se ha mallado con 5601 elementos hexaédricos con integración reducida. Este número de elementos es suficiente para que interactúe adecuadamente con el laminado, ya que no se va a realizar ningún tipo de análisis estructural al proyectil, sabiendo que éste no va a presentar deformación plástica durante el proceso de impacto como ya se comprobó anteriormente experimentalmente. También debido a eso y tras haber verificado que no influye en el comportamiento del laminado, se le ha asignado a la esfera una condición de material indeformable, reduciendo así el coste computacional.

Se puede apreciar el mallado de la esfera en la figura 5.1.

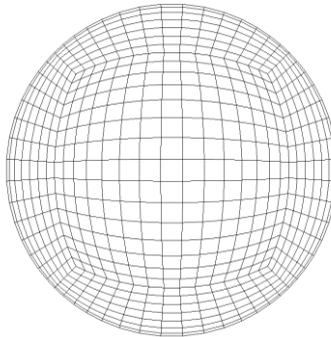


Figura 5.1 Mallado utilizado en el diseño del proyectil esférico

El mallado cuenta con 110x110 elementos hexaédricos de 8 nodos en el plano principal ($1 \times 1 \text{ mm}^2$ cada elemento). Para el espesor se ha seleccionado un total de 12 elementos en su dirección, simulando las 12 láminas que componen el laminado de tejido de fibra de carbono que posee la placa, entre las cuales se empleará un tipo de interacción cohesiva (descrito en el apartado 5.5) que permitirán reproducir el daño producido por deslaminación. En total se utilizarán un total de 145200 elementos en el laminado, en los cuales se van a calcular los esfuerzos mediante una integración completa de cada elemento (*fully integrated formulation*).

En la figura 5.2 se aprecia una parte del mallado utilizado en el laminado.

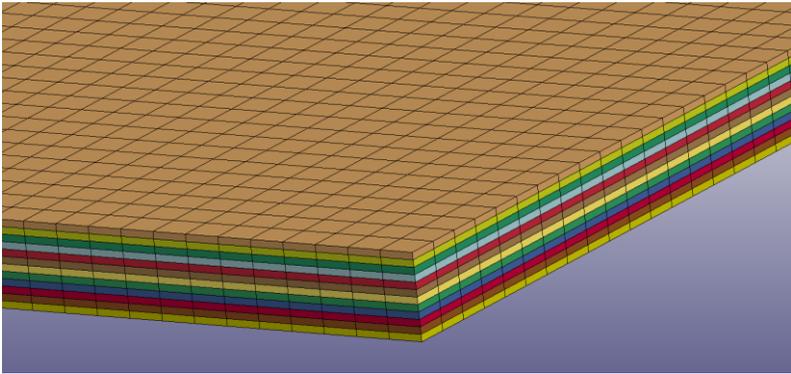


Figura 5.2 Mallado utilizado en el laminado donde se distinguen sus diferentes capas

5.3 Cargas, condiciones de contorno y contacto

Los esfuerzos a los que se ve sometido el material compuesto a estudiar vienen únicamente dados por el impacto del proyectil, para el cual se han realizado un total de siete simulaciones de impactos a distintas velocidades (100, 110, 120, 123, 150, 168, 210 m/s), dos de ellas por debajo del límite balístico, que se encuentra cerca de 118 m/s .

Es por eso que no se le aplicó ningún tipo de carga complementaria salvo la que ejercen los puntos de apoyo establecidos mediante condiciones de contorno.

Estas condiciones de contorno se han configurado como una restricción del movimiento en los tres ejes de todos los nodos de la zona lateral del compuesto para simular la sujeción del laminado mediante el porta-probetas.

Seguidamente se adjuntan las figuras 5.3 y 5.4 para ver el detalle de esa sujeción de los nodos.

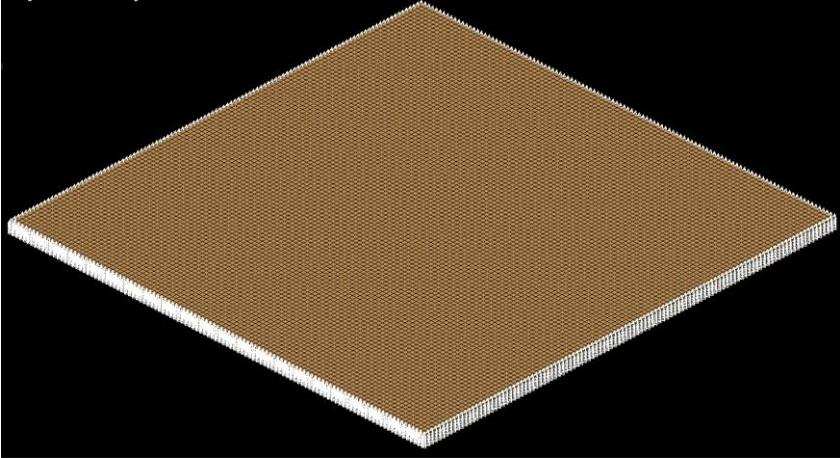


Figura 5.3 Set de nodos utilizados para aplicar la condición de contorno de empotramiento

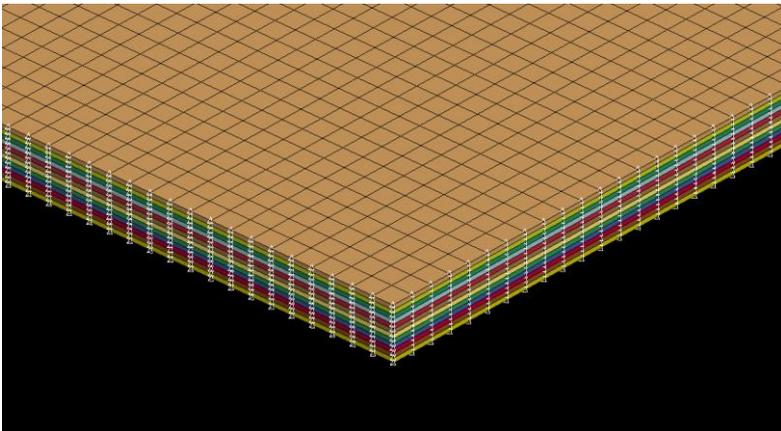


Figura 5.4 Ampliación en una esquina del set de nodos

Por otra parte, el impacto del proyectil y el espécimen se ha simulado mediante una opción de contacto establecida en el software (**Automatic_nodes_to_surface*), que simula el contacto de cada uno de los nodos de la esfera con la superficie de cada uno de los elementos del laminado, consiguiendo así una interacción completa aunque el proyectil penetre, como se puede dar en algunos de los casos.

5.4 Materiales

Como se ha comentado anteriormente, en el proceso de impacto intervienen dos sólidos diferentes: el proyectil y el laminado. Para el primero se ha optado por el uso de un material rígido ya implementado por el software que proporciona un comportamiento rígido lineal del material, al que se le deben definir los valores del módulo de Young, coeficiente de Poisson y su densidad ($E = 210 \text{ GPa}$, $\nu = 0,33$ y $\rho = 7850 \text{ kg/m}^3$).

La elección del modelo mecánico para el material que constituye la probeta es más compleja debido a la anisotropía de las propiedades y la necesidad de modelar los diferentes daños que tienen lugar en los impactos. Para la elección del modelo de material que más fielmente reprodujera el proceso de impacto, anteriormente se realizaron pruebas de los materiales predefinidos que contiene el programa comparando los resultados de la velocidad residual con los datos de los ensayos experimentales. Estos materiales presentan un comportamiento elástico hasta su rotura y se diferencian en los criterios de daño y de eliminación que adoptan.

Hay que tener en cuenta que no todos los modelos de material valen para todos los tipos de mallado y tipo de formulación. En LS-DYNA® se pueden elegir entre muchos tres tipos de elementos: *solid*, *shell* y *thick shell*.

Los elementos sólidos, como los que finalmente se han elegido para la placa del modelo numérico, pueden ser tetraedros de 4 o 10 nodos, pentaedros de 6 nodos o hexaedros de 8 nodos, con más de 20 formulaciones distintas, que por lo general tienen un proceso de cálculo más complejo. Por otro lado, los elementos *shell*, tipo de elemento con el que se empezó a probar el modelo numérico, se utilizan para simular placas finas, las cuales se representan como una placa sin espesor, pudiendo elegir el número de puntos de integración utilizados en la dirección del espesor.

Los elementos *thick shell* se componen de elementos de 8 nodos que se comportan de un modo continuo en la dirección del espesor, pudiendo elegir también el número de puntos de integración a lo largo de éste. Son muy utilizados debido a su bajo coste computacional.

En el apéndice 1 se analiza, estudia y se compara los diferentes modelos de material y los diferentes tipos de elemento que se han tenido en cuenta para obtener el modelo que reproduce la realidad de mejor manera.

Definitivamente se ha usado un tipo de elemento *solid* con el modelo de material (**Enhanced_composite_damage*) que utiliza el criterio *Chang-Chang* de 1987 en la rotura de matriz por compresión, un criterio de daño optimizado a partir del criterio de Tsai-Wu [20]. Se ha elegido este tipo de elemento y este modelo de material debido a la gran similitud entre los datos experimentales y los simulados, sobre todo en los puntos importantes cómo el límite balístico y el comportamiento a alta velocidad.

En este modelo de material se tendrán que definir 4 modelos de material distintos con los mismos parámetros pero diferenciando el ángulo de la fibra. Para hacerlo deberemos introducir en el modelo un vector que será el referente para las direcciones de las fibras. Para las láminas a 0 tendremos el vector (1,0,0), para las láminas a 45 tendremos el vector (1,1,0), para las láminas a -45 tendremos el vector (1,-1,0) y para las láminas a 90 tendremos el vector (0,1,0)

En el modelo de material (*Enhanced_composite_damage*), debemos definir también el coeficiente de Poisson en la dirección 21. Para calcular el coeficiente de Poisson a través de las propiedades dadas por el fabricante simplemente nos hace falta hacer un pequeño cálculo con la relación de la ecuación 5.1:

$$\text{Ec 5.1} \quad \frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2}$$

Con lo que resulta un coeficiente de Poisson de:

$$\nu_{21} = 0,01996$$

El modelo de material seleccionado llamado *Enhanced Composite Damage* es una versión mejorada del modelo *Composite damage* del mismo software. Los criterios de daño utilizados están basados en la teoría de Chang-Chang de 1987 que tiene en cuenta roturas de fibras y de la matriz por tracción y compresión en el plano del laminado.

En la figura 5.5 se muestra la nomenclatura de las direcciones principales utilizadas en las ecuaciones del criterio Chang-Chang.

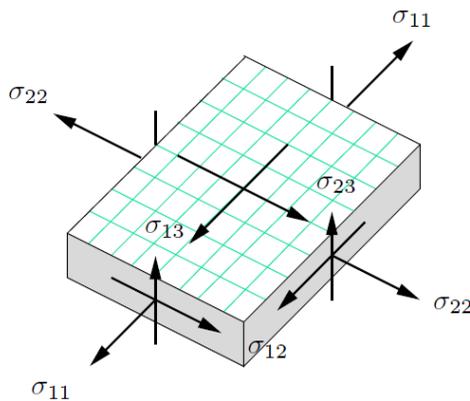


Figura 5.5 Esquema de las tensiones que influyen en la rotura de fibras.

El modelo de Chang-Chang distingue entre diferentes criterios de fallo, formulando diferentes funciones basadas en tensiones para cada uno de los mecanismos que originan el fallo:

- Rotura de la fibras

Este criterio es una extensión del de tensión máxima, al cual se ha incluido la contribución de la cortadura en el plano.

$$\text{Ec 5.2} \quad e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2$$

- Rotura de matriz a tracción y a compresión

$$\text{Ec 5.3} \quad e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \Leftrightarrow \sigma_{22} > 0$$

$$e_m^2 = \frac{1}{4} \left(\frac{-\sigma_{22}}{S_{12}} \right)^2 + \frac{Y_C \sigma_{22}}{4S_{12}^2} - \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \Leftrightarrow \sigma_{22} < 0$$

- Deslaminación:

$$\text{Ec 5.4} \quad e_l^2 = \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2$$

En todos estos criterios de fallo e_i representa el nivel de daño siendo 1 intacto y 0 completamente dañado. De acuerdo con este criterio, el material es elástico ortótropo hasta el fallo ($e_i = 1$), tras el cual pierde la capacidad resistente en la dirección de la tensión predominante en el mecanismo de fallo. La pérdida de la resistencia se realiza mediante la degradación de las propiedades.

Cuando uno de los fallos tiene lugar en algún elemento del mallado, se convierten en cero todos los valores de los módulos elásticos longitudinales, tangentes y coeficientes de Poisson, consiguiendo que en ese momento el elemento no tenga ninguna rigidez.

El descenso repentino de la rigidez mencionado al producirse el fallo del material genera problemas de inestabilidad y falta de convergencia durante la integración computacional del código. Para solventar el problema, el material utilizado posee por defecto un criterio que elimina los elementos que ya no aportan rigidez al laminado.

Este criterio consiste en introducir los valores últimos de deformación tanto para las fibras como para la matriz, a tracción y a compresión, así como un valor de deformación máxima efectiva y un valor de deformación a cortadura. Cuando uno de estos valores es alcanzado el elemento es eliminado completamente.

En la tabla 5.2 se observan los valores de las deformaciones máximas que serán los parámetros a introducir en el modelo del material y en la tabla 5.1 se muestran las propiedades del material definidas en el criterio del material utilizado.

Tabla 5.1 Propiedades de la fibra de carbono utilizada para la definición del material compuesto [21].

ρ 1580 kg/m ³	E_1 139 GPa	$E_2 = E_3$ 9 GPa	G_{12} 5 GPa	$G_{23} = G_{31}$ 4.5 GPa	ν_{12} 0.3089
X_c 1656 MPa	X_t 2105 MPa	Y_c 175 MPa	Y_t 79 MPa	S_c 114 MPa	α 0

Tabla 5.2 Parámetros de deformaciones máximas a definir en el modelo de material.

Coefficiente de influencia de la cortadura en el fallo de fibras	β	0
Deformación máxima de las fibras	<i>DFAILT</i>	0.04
Deformación máxima de la matriz	<i>DFAILM</i>	0.04
Deformación máxima a cortadura	<i>DFAILS</i>	0.04
Deformación equivalente máxima	<i>EFS</i>	0.15

5.5 Interacción cohesiva

La separación entre dos láminas de un material compuesto, o deslaminación, juega un papel importante en impactos a baja velocidad sobre este tipo de placas, puesto que suponen una absorción de energía y un factor de degradación de su rigidez. Por tanto, la deslaminación juega un papel importante en las simulaciones y debe implementarse debidamente.

En LS-DYNA® existen dos maneras comunes para implementar este tipo de interacción. Este tipo de interacción usada en el modelo numérico es capaz de ofrecer unos resultados visuales durante la simulación como los observables en la figura 5.6 semejantes a las imágenes de la deslaminación en una probeta ensayada mostrada en la figura 5.7.

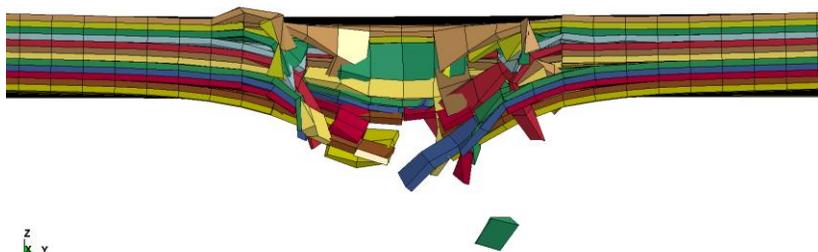


Figura 5.6 Ilustración del efecto de la deslaminación simulada mediante la utilización de interacciones cohesivas

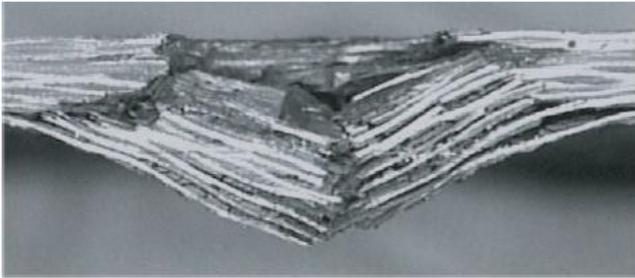


Figura 5.7 Imágenes de microscopio del corte transversal de una probeta deslaminada ensayada experimentalmente.

La similitud entre la deslaminación observada en el modelo numérico y el modelo experimental es significativa. En las zonas cercanas al impacto vemos como las capas pierden la adhesión entre sí mostrando indicios de una deslaminación.

Una manera de simular este tipo de fallos es la introducción de elementos cohesivos entre cada capa del laminado, con un tipo de material adecuado que describa el progreso de daño de la unión interlaminar. Sin embargo, para ello es necesario el uso de numerosas definiciones en el contacto entre capa de fibras y la interacción cohesiva, y éste a su vez con la siguiente capa de fibras, consumiendo excesivos recursos computacionales.

Otro método posible consiste en el uso de una formulación de un contacto cohesivo (**Contact_automatic_surface_to_surface_tiebreak*), que resulta más eficaz para el cálculo computacional. Este método ha sido el elegido para el trabajo.

Este tipo de contacto sólo se puede utilizar con elementos *solid* y permite la simulación de la deslaminación en la zona de interacciones cohesivas. Esta interacción se modela según una ley de tracción-separación bilineal con un criterio cuadrático de modo mixto de iniciación del daño y una progresión del daño tipo lineal. Se tienen que definir unas tensiones máximas en las direcciones normal y tangencial al plano (T y S), las tasas de liberación de energía para cada modo de interacción (G_I y G_{II}) y el coeficiente para el modo mixto (μ) que se adjunta en la tabla 5.3.

Como el daño se propaga de manera lineal, se deben cumplir las siguientes ecuaciones 5.5 y 5.6 de donde podemos obtener los desplazamientos últimos (u_N y u_T). Estas funciones están expresadas gráficamente en la figura 5.8.

$$\text{Ec 5.5} \quad G_I = \frac{1}{2} T u_N$$

$$\text{Ec 5.6} \quad G_{II} = \frac{1}{2} S u_T$$

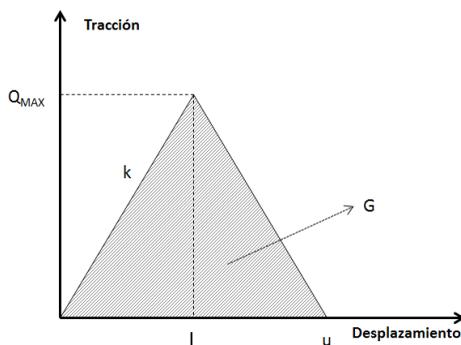


Figura 5.8 Función bilineal tracción-separación

En el caso de fallo interlaminar o deslaminación se ha considerado utilizando una interacción cohesiva tal y como se explicó anteriormente. Como cualquier mecanismo de fallo, éste requiere un criterio de iniciación y una ley de evolución. Ambos definen el desplazamiento relativo (δ) y su evolución entre las superficies (figura 5.9). Este desplazamiento relativo viene dado en función de la separación entre las superficies en dirección normal o en modo I ($\delta_I = \delta_3$) y de la separación en dirección tangencial o modo II $\delta_{II} = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2}$ siguiendo:

$$\delta_m = \sqrt{\delta_I^2 + \delta_{II}^2}$$

El criterio de iniciación empleado en modo mixto (inicio de la pérdida de propiedades), viene dado en función de un desplazamiento de iniciación del ablandamiento δ^0 definido en la ecuación 5.8:

$$\text{Ec 5.7} \quad \delta^0 = \delta_I^0 \delta_{II}^0 \sqrt{\frac{1+\beta^2}{(\delta_{II}^0)^2 + (\beta \delta_I^0)^2}}$$

Donde $\delta_I^0 = T/E_N$ y $\delta_{II}^0 = S/E_T$, son los desplazamientos de iniciación del ablandamiento en modo simple, T y S los valores máximos de tensión de iniciación; E_N y E_T las rigideces para los modos simples. Por último $\beta = \delta_{II} / \delta_I$ es la relación entre los desplazamientos en ambos modos.

El desplazamiento último el modo mixto δ^F (fallo total), viene dado por la siguiente ley potencial de la ecuación 5.8.

$$\text{Ec 5.8} \quad \delta^F = \frac{2(1+\beta)^2}{\delta^0} \left[\left(\frac{k_N}{G_I} \right)^{XMU} + \left(\frac{k_T \cdot \beta^2}{G_{II}} \right)^{XMU} \right]^{\frac{1}{XMU}}$$

En la figura 5.9 se muestra un esquema visual del funcionamiento del modo combinado de fallo por deslaminación. Mediante esta representación gráfica se puede comprender de manera más sencilla cómo se calcula el desplazamiento máximo y qué representa cada término incluido en las ecuaciones anteriormente dadas.

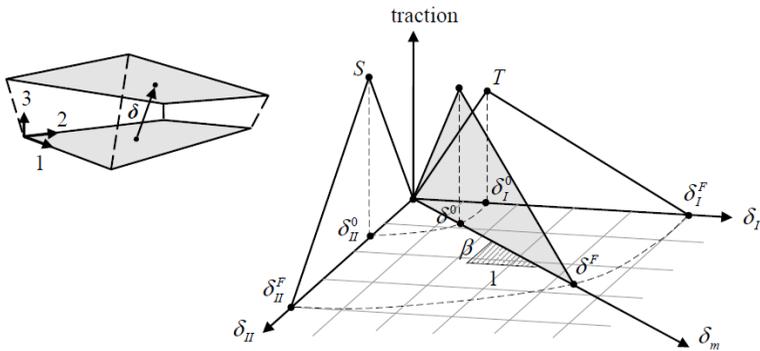


Figura 5.9 Ley combinada del modo tracción-separación utilizada por el elemento cohesivo [22].

En la tabla 5.3 se muestran los parámetros anteriormente explicados utilizados en la interacción cohesiva.

Tabla 5.3 Parámetros utilizados en la interacción cohesiva

Tensión máxima de iniciación en Modo I	T	40	MPa
Tensión máxima de iniciación en Modo II	S	65	MPa
Coefficiente para el modo mixto	μ	1.4	
Energía disipada en Modo I	G_I	250	J/m
Energía disipada en Modo II	G_{II}	750	J/m

5.6 Validación

Uno de los objetivos del trabajo es obtener un modelo de comportamiento fiable mediante el empleo de la técnica de elementos finitos descrito en los apartados anteriores, comparando los resultados de la velocidad residual, el límite balístico y la morfología del daño con los obtenidos en los ensayos experimentales del impacto en el laminado descritos en el trabajo de [López-Puente et al., 2003] presente en el apartado de trabajos anteriores 4.1.

Este proceso de validación es imprescindible para seguir generando nuevos laminados y seguir obteniendo nuevos límites balísticos para entrenar la red neuronal. La fiabilidad de la validación es un parámetro clave a la hora de seguir con el trabajo, ya que todos los datos de los laminados generados y por consiguiente, los límites balísticos, estarán fundamentados en ella.

Como se muestra en la figura 5.10 en el apartado de 5.7.1 de análisis del impacto, se ven representados los resultados de las velocidades residuales del proyectil frente a la velocidad inicial de éste para los modelos numérico y experimental. El error relativo obtenido es de 6,5%, cosa que indica una gran precisión en el modelo en general, pero además de eso, se aprecia un comportamiento muy similar en la zona del límite balístico (zona de interés) donde previamente se suponía como el rango de velocidades más susceptibles a error debido a una pronunciada pendiente de la curva dando lugar a un alto cambio en las velocidades residuales en un rango muy pequeño de velocidades iniciales.

Queda corroborado entonces, que el modelo de material elegido, sus criterios de daño implícitos, el mallado empleado y la utilización de interacciones cohesivas como criterio de deslaminación cumplen con su cometido a la hora de reflejar la física del problema mostrada en los ensayos experimentales y sus valores de velocidades residuales.

5.7 Análisis y resultados

5.7.1 Análisis del impacto

En la figura 5.10 se ven representadas las velocidades residuales del proyectil en función de su velocidad inicial del modelo numérico y del modelo experimental. Los valores de velocidad inicial cubren un rango entre 45 y 210 m/s , que representan tanto casos por debajo del límite balístico como casos a velocidades mayores. En el área del gráfico se muestran las dos ecuaciones que definen la relación entre las velocidades iniciales y las velocidades residuales en función de tres parámetros α , p y v_{bl} de la ecuación de Lambert-Jonas para la aproximación de un impacto balístico para el modelo numérico y para el modelo experimental.

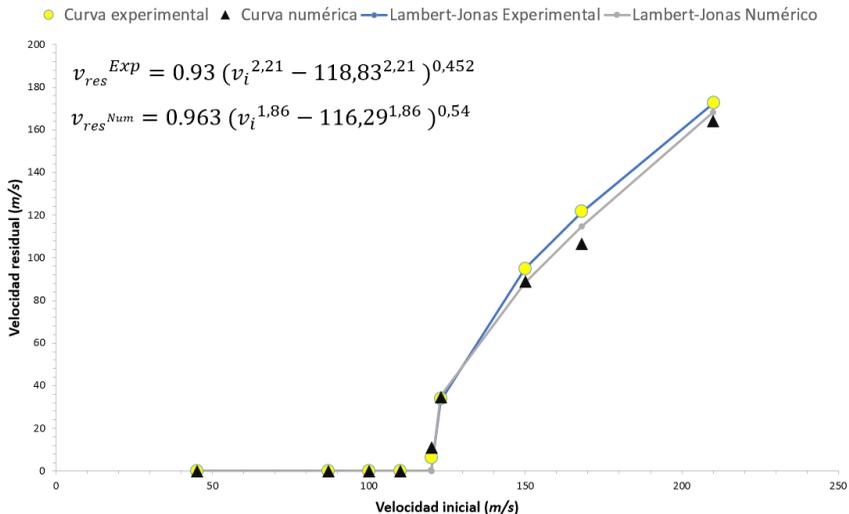


Figura 5.10 Resultados de la velocidad residual del proyectil frente a la velocidad inicial para los modelos numérico y experimental y sus curvas parametrizadas con Lambert-Jonas.

Para los valores de velocidad inicial menores al límite balístico se puede apreciar como la velocidad residual es nula, ya que el proyectil impactado no llega a penetrar el laminado y se ve frenado. A medida que aumenta la velocidad de impacto las velocidades residuales van en aumento.

Para cada velocidad inicial que rebese el límite balístico tendrá una velocidad residual más próxima conforme ésta aumente hasta llegar al límite de convergencia en el que el laminado sólo es capaz de absorber un cierto valor de energía y la velocidad de impacto es igual a la velocidad residual.

El valor del límite balístico para ambos modelos es parecido, siendo visible en la figura en los valores de velocidad residual a la que empieza a ser diferente a cero. En las expresiones de Lambert-Jonas apreciamos su similitud. (118,83 y 116,29 m/s). Los modelos Lambert-Jonas representados en la figura reproducen en gran exactitud sus modelos correspondientes, sabiendo así, que el ajuste realizado es una herramienta eficaz para la obtención de dichas variables.

A continuación se muestra la figura 5.11 en el que se observa el tipo de curvas obtenidas para este tipo de ensayos.

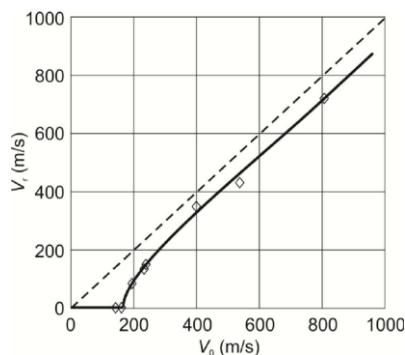


Figura 5.11 Representación del tipo de curvas obtenidas (V_{imp} vs V_{res}) en los ensayos balísticos.

La igualdad entre ese tipo de curvas y la gran similitud entre las curvas experimental y numérica, sobre todo a velocidades de impacto bajas y cercanas al límite balístico, hacen de éste un modelo fiable y que reproduce con exactitud el comportamiento del material frente a impacto.

El error relativo cometido entre los dos modelos es de un 6,5%, hecho que constata su validación y la posibilidad de su posterior uso para la generación de nuevas secuencias de apilado.

A continuación se muestran en las figuras 5.12 y 5.13 imágenes de la simulación numérica a dos velocidades de impacto distintas en el laminado, una a velocidad superior al límite balístico (125 m/s) y una a inferior (100 m/s), adjuntando también las gráficas de velocidad residuales obtenidas por el software.

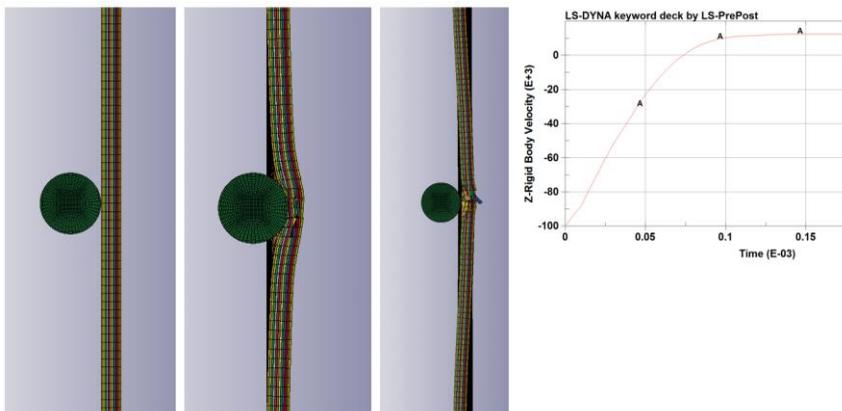


Figura 5.12 Toma de imágenes del proceso de impacto para una velocidad inferior al límite balístico de 100 m/s y su correspondiente gráfico *tiempo vs $v_{proyectil}$* .

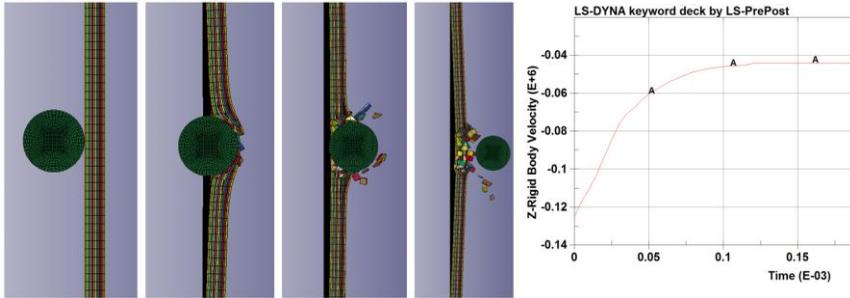


Figura 5.13 Toma de imágenes del proceso de impacto para una velocidad superior al límite balístico de 125 m/s y su correspondiente gráfico *tiempo vs $v_{proyectil}$* .

Para el caso de impacto a una velocidad inferior a la del límite balístico se observa durante la secuencia del ensayo numérico como el proyectil se ve frenado totalmente por la placa. Es por eso que al graficar la velocidad del proyectil frente al tiempo, éste invierte el signo de su velocidad pasando por el eje de abscisas. Se aprecia como el material se curva absorbiendo energía y recibiendo daño por parte del proyectil durante el proceso. La baja velocidad, y por ende, la baja cantidad de energía cinética que contiene el proyectil es insuficiente para penetrar el laminado, proporcionando información sobre el límite balístico.

En el caso de impacto a una velocidad superior a la del límite balístico se observa durante la secuencia del ensayo numérico como el proyectil penetra y traspasa el laminado. En la gráfica adjunta a la secuencia se observa como, ahora, la velocidad del proyectil no cruza el eje de abscisas, y por lo tanto seguirá teniendo una velocidad, aunque menor que la inicial, con el mismo sentido de la trayectoria inicial. En este caso la velocidad y energía cinética del proyectil son mayores a la capacidad de energía que puede absorber el laminado, y éste se ve penetrado completamente. Al obtener una velocidad residual nula para el caso del primer impacto y una velocidad residual diferente de cero para el segundo caso, se obtiene la información de que el valor del límite balístico de ese laminado estará dentro de ese rango de velocidades de impacto (118,83 m/s para el caso de el laminado validado). Mediante esta visualización se corrobora la veracidad de los datos extraídos y los ajustes realizados gracias a la observación del ensayo y su posibilidad de penetración.

5.7.2 Área deslaminada

El área deslaminada es también un objeto de interés del estudio. Se dispone de los datos del área deslaminada para cada velocidad de impacto realizado por el estudio previo.

Para medir esos valores de áreas deslaminadas se utilizaron equipos de ultrasonidos durante los ensayos experimentales tras cada impacto.

Como se ha mencionado anteriormente, la velocidad del impacto es el parámetro más influyente en la respuesta del laminado, ya que los mecanismos de daño varían radicalmente al superarse el límite balístico.

Si no existe perforación, la velocidad del proyectil no es lo suficientemente elevada como para atravesar el laminado, y el daño producido va aumentando cuadráticamente con la velocidad. Este comportamiento es el esperado, ya que en este rango de velocidades de impacto toda la energía cinética de la esfera es absorbida por el laminado principalmente en forma de daño. Por lo tanto, un incremento de la energía cinética del proyectil se traduce directamente en una mayor extensión de la zona dañada.

Si existe perforación, la velocidad del proyectil rebasa el umbral del límite balístico y el comportamiento es contrario. Al aumentar la velocidad del impacto disminuye el daño inducido en el laminado. La energía cinética es ahora empleada fundamentalmente en acelerar el material compuesto en detrimento de los mecanismos de daño inelásticos.

En el caso límite de un impacto a velocidad superior a la de las ondas elásticas del material, la penetración tiene lugar en un tiempo característico inferior al necesario para que puedan alcanzarse deformaciones críticas más allá de la zona de contacto del proyectil; el resultado es un orificio en el laminado de un tamaño similar al de la esfera y una fuerte localización del daño en su entorno más próximo. Al disminuir la velocidad del impacto cobran importancia los fenómenos de flexión local, principales responsables de la aparición de daño más allá de la zona de contacto.

Dado que se puede encontrar una relación entre la velocidad de impacto y el daño creado en el laminado, se podrá relacionar también al límite balístico con el valor del área deslaminada.

En la figura 5.14 se adjuntan imágenes de las áreas deslaminadas de distintas capas del apilado para un impacto de 125 m/s ligeramente superior al límite balístico.

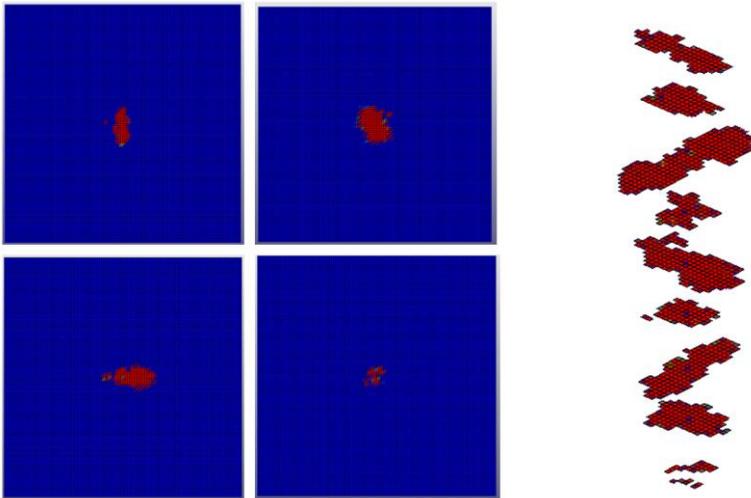


Figura 5.14 Imágenes de las áreas deslaminadas del apilado sometido a un impacto de 125 m/s.

En la parte izquierda de la figura 5.18 se muestran cuatro capas del laminado proporcionadas por la interacción cohesiva del software. En estas capas se representan las áreas de deslaminación causadas tras el impacto. Se han mostrado los cuatro casos distintos posibles en los que la deslaminación puede seguir la orientación de sus fibras. Es por ello que estas deslaminaciones tienen la dirección de la orientación de la capa inferior, siendo de izquierda a derecha y de arriba a abajo las áreas deslaminadas para las capas a 90 , -45 , 0 y 45° respectivamente. En la parte derecha se muestran un conjunto de deslaminaciones sufridas por las capas del mismo laminado y la misma velocidad puestas en perspectiva para el total del laminado.

En la imagen en perspectiva isométrica también se pueden apreciar la variabilidad de la dirección de deslaminación en función de la orientación de la capa inferior.

Se observa también como el área deslaminada de la última capa del laminado (capa posterior del apilado a 45°) es muy inferior a las demás. La deslaminación producida en la última capa del laminado depende en su totalidad de la velocidad del impacto, aumentando así cuadráticamente hasta encontrar un valor máximo en el cual se invierte el proceso tal y como se ha explicado anteriormente.

Estas herramientas de análisis hacen de este software un método muy potente y útil en cuanto al estudio del daño y la deslaminación sufridas por los laminados en cada capa a cada momento del ensayo para cada velocidad de impacto.

5.8 Influencia de la secuencia de apilado en el límite balístico

Para poder cumplir el objetivo principal del trabajo se ha desarrollado una herramienta basada en redes neuronales para ser capaces de predecir y de estudiar cual era la influencia de la secuencia de los laminados creados a partir de nuestro modelo numérico y de las simulaciones en el valor de sus límites balísticos, y, ser entonces capaces de encontrar laminado con valor de límite balístico más elevado. Para el entrenamiento se necesitarán unos inputs (laminados) y unos valores de límites balísticos que se obtendrán a través de simulaciones con los ajustes explicados en los apartados anteriores tal y como se ha hecho para el caso del laminado ya validado. Con tal de entrenar la red neuronal se han generado una batería de casos para ser ejercitada.

Se parte de la hipótesis que, con los mismos valores y parámetros con los que se ha validado el modelo numérico, las siguientes simulaciones con orientaciones distintas serán capaces de predecir también, de forma veraz y con el mismo error, los valores de velocidades residuales y, por ende, de límites balísticos de los apilados que se generarán con el simple hecho de cambiar la orientación de las capas tal y como se precise.

Para la generación de la batería de 40 casos, se ha decidido generar 40 laminados aleatorios para poder cubrir de una manera lo más amplia posible el campo de permutaciones posibles que existen para un laminado de 6 componentes y 4 ángulos distintos.

El cálculo de las permutaciones posibles y cómo se deben distribuir serán explicados en el apartado siguiente 8 de redes neuronales.

Para generar estos 40 laminados se han tenido que crear 40 modelos distintos con secuencias de apilado diferentes y con 6 ficheros en cada uno de los modelos con velocidades de impacto a 100,125,135,150,180 y 200 *m/s* para realizar el ajuste de Lambert-Jonas correspondiente a cada uno.

Teniendo en cuenta que el tiempo para cada simulación es de 1h y 30 minutos aproximadamente y que se lanzan 40 laminados con 6 ficheros a velocidades distintas, el tiempo de cálculo total empleado será de 360h. A este coste computacional se le tiene que sumar al tiempo que se tarda en crear los modelos con el cambio de orientación y con el cambio en las velocidades de impacto y, a posteriori el tiempo que se tarda en extraer las velocidades residuales para cada fichero y el posterior 'fitting' con el programa implementado con la ecuación de Lambert-Jonas para tener una idea aproximada del tiempo que requiere obtener los valores de los límites balísticos de sus correspondientes apilados.

Una vez generados y encontrados sus límites balísticos se ha obtenido la lista de muestras para entrenar a la red neuronal visibles en la tabla 5.4.

Como se distingue, el laminado número 6 corresponde con el laminado validado y las diferentes velocidades de límite balístico oscilan desde los 90,36 *m/s* para el laminado número 7 y 128,196 *m/s* para el laminado número 12.

Se observa como realmente la importancia y la influencia de la secuencia de apilado afecta en gran medida al valor del límite balístico de cada laminado, pudiendo encontrar valores con una diferencia de hasta 38 *m/s*. Esta diferencia de velocidad es muy representativa y alentadora ya que aumentan enormemente las propiedades de nuestro material frente al impacto balístico sin cambiar la naturaleza ni dimensiones del material, por lo que manteniendo una densidad por unidad de área determinada optimizaremos las propiedades del material frente a esfuerzos perpendiculares de impacto.

Vemos como el laminado con límite balístico inferior es el laminado número 7, correspondiente al apilado con todas las capas orientadas a 45°. Normalmente los apilados con esta orientación presentarán menor capacidad contra este tipo de esfuerzos debido a su mayor longitud de fibra que recorre el área de la probeta, proporcionando así una peor respuesta en la deflexión provocada por el impacto y siendo capaz de resistir en menor medida.

Tabla 5.4 Batería de casos de las diferentes secuencias de apilado con sus límites balísticos obtenidos.

Secuencia de Apilado	Límites balísticos (m/s)
1. (0,0,0,0,0,0)s	120,1
2. (0,0,0,0,90,90,90)s	122,86
3. (0,90,0,90,0,90)s	120,53
4. (0,90,45,-45,45,-45)s	122,89
5. (0,90,90,0,45,-45)s	122,73
6. (45,-45,0,90,90,0)s	118,83
7. (45,45,45,45,45,45)s	90,36
8. (45,45,45,-45,-45,-45)s	95,63
9 (45,-45,45,-45,45,-45)s	97,11
10. (0,45,-45,0,45,-45)s	113,7
11. (90,0,45,90,0,45)s	118,82
12. (90,0,0,90,0,0)s	128,196
13. (90,-45,90,-45,90,-45)s	98,35
14. (0,-45,45,0,-45,45)s	118,5
15. (0,0,0,45,45,45)s	120,4
16. (45,0,0,0,0,90)s	124,3
17. (-45,-45,0,0,90,90)s	118,05
18. (-45,-45,90,90,0,0)s	118
19. (90,0,0,0,0,90)s	122,81
20. (90,45,45,45,45,90)s	98,55
21. (90,90,90,90,90,90)s	119
22. (45,45,45,90,45,45)s	97,14

Secuencia de Apilado	Limites balísticos (m/s)
23. (0,-45,45,90,-45,-45)s	110,3
24. (45,0,0,45,45,90)s	108,53
25. (45,0,0,-45,45,-45)s	116,1
26. (45,45,-45,0,0,90)s	118,4
27. (-45,-45,45,0,-45,45)s	97
28. (-45,-45,-45,0,-45,0)s	104,4
29. (-45,0,45,45,45,-45)s	97,17
30. (45,90,90,-45,-45,-45)s	99,23
31. (90,-45,45,90,0,0)s	123
32. (0,45,45,0,0,0)s	97,34
33. (0,45,0,0,0,45)s	102,86
34. (90,45,0,0,0,-45)s	120,67
35. (0,-45,0,-45,90,-45)s	115,1
36. (90,90,-45,45,90,0)s	117,21
37. (-45,-45,-45,0,-45,45)s	108,54
38. (0,0,90,0,0,90)s	122,36
39. (-45,45,45,45,45,-45)s	107,36
40. (90,0,0,90,45,0)s	123,8

Se puede observar también como los laminados con velocidades del límite balístico elevadas suelen ser las que contienen en gran medida las láminas a 0° y 90° . Esto es debido a su menor longitud de fibra respecto lo antes comentado, haciendo de las capas a 0° y 90° un comportamiento muy parecido tal y como pasa para las capas a 45° y -45° .

Para obtener alguna de las tempranas conclusiones mediante los apilados generados se intenta buscar un patrón de cambio de orientación entre capas que aumente el valor del límite balístico.

Un laminado sometido a un impacto recibe una deflexión que es la causante de generar deslaminación y fallo del material. Es por eso que las capas que sufren más frente al impacto son la superior y la inferior generando tensiones de compresión y de tracción respectivamente en el plano de la probeta. La orientación de estas capas y el cambio generado entre ellas y sus adyacentes serán claves para mejorar la conducta del laminado.

Al no obtener una respuesta clave ni un patrón matemático-lógico posible se ha recurrido al uso de la red neuronal para predecir el comportamiento y, a posteriori, estudiar los efectos predichos por ella.

El hecho de que cada laminado tenga una velocidad distinta y que la oscilación entre velocidades llegue a ser tan alta proporciona un gran abanico de posibilidades y de respuestas que sólo se será capaz de estudiar mediante un método computacional predictivo y de análisis que se procederá a explicar en el apartado 6 de redes neuronales.

6. REDES NEURONALES

6.1 Introducción

Una vez introducidas los tipos de red y los antecedentes de las redes neuronales en el apartado de antecedentes y en los apéndices 3 y 4 se procede a explicar qué tipo de red y cómo se ha realizado tanto el entrenamiento como todos los aspectos destacables.

Dentro del marco de las redes neuronales se ha elegido un tipo de red como el perceptrón multicapa o (PMC) ya que es en la actualidad una de las arquitecturas más empleadas debido a dos principales motivos.

Por una parte a su capacidad como aproximador universal de funciones y clasificador de patrones que puede ser aplicada a tareas de optimización en diseño, clasificación y predicción caracterizadas por una alta no linealidad y por depender de un elevado número de variables cuyo rango de variación es muy amplio.

Por otra parte es importante tener en cuenta la facilidad de su uso y su aplicabilidad del mismo respecto de otras arquitecturas como las redes de base radial las redes recurrentes o las redes de Kohonen [23]. En el contexto descrito en el apéndice 4 esta última característica resulta especialmente interesante ya que en muchas ocasiones el diseñador de la red suele ser especialista en su disciplina pero no en computación artificial.

Es por ello que el PMC se ha aplicado con éxito a la resolución de problemas en campos tan diversos como en el reconocimiento del habla, el control de procesos, la conducción de vehículos o diagnósticos médicos.

6.2 Entrenamiento y verificación de las redes neuronales artificiales

Se ha desarrollado una red neuronal tipo Perceptrón multicapa mediante el código de programación de Python 3.4.3v para predecir los límites balísticos de todas las permutaciones posibles de laminados de 6 capas con ángulos de 0, 45, -45 y 90° dando un total de permutaciones totales existentes de $4^6 = 4096$ laminados. Este problema corresponde a un tipo de regresión en el cual la red neuronal artificial debe aproximar el patrón de salida y ante un patrón de entrada x relacionados a través de una función continua no lineal como se comenta en la ecuación 13.5 del apéndice número 4.

6.2.1 Variables que definen el problema

En el problema de impacto se ha considerado como patrón de entrada las secuencias de apilado como vectores de 6 componentes con ángulos normalizados de 0 a 1 teniendo 0, -45, 45 y 90° los valores de 0, 0.33, 0.66 y 1 respectivamente. Para un entrenamiento debido se debe introducir a la red tantos elementos de entrada o *inputs* como sea posible, ya que así proporcionará a la red una mayor capacidad para predecir el comportamiento con un error menor. Las variables de entrada son un parámetro crítico para el debido aprendizaje y posterior predicción.

Es por eso que, si se introduce un patrón de entrada atípico (alguna secuencia de apilado alcanza un valor de límite balístico extremo) en un conjunto de datos de verificación, puede dar lugar a salidas de la red alejadas del resultado esperado. Al encontrarse frente a un tipo de red neuronal denominada *no básica*, como lo son toda la familia de redes de Kohonen [23] y el PMC, se halla un inconveniente de gran magnitud. Estas redes han sido muy poco estudiadas a día de hoy y tanto su potencialidad como capacidad resolutoria y de predicción se ven mermadas por su temprana aparición. Este hecho implica que la falta de códigos, algoritmos presentes en bibliotecas o funciones que podrían proporcionar un mejor resultado se encuentren en una fase trivial y prematura de su desarrollo, ofreciendo entonces datos orientativos y semi-orientativos con una fiabilidad en mayor o menor medida cuestionables.

Hoy en día este tipo de redes son muy inestables y dependen en gran medida del número y del tipo de elementos que se les proporciona como patrones de entrada o de aprendizaje.

Un porcentaje orientativo de lo que necesita una red neuronal para aprender de una forma notable sería alrededor de un 20% de las permutaciones posibles a ser predichas.

Los 80 laminados con sus valores de límite balístico se han obtenido de los anteriores 40 generados por simulación, siendo los otros 40 restantes sus laminados 'complementarios'.

Los laminados que llamaremos complementarios son esos laminados que tienen diferentes ángulos en sus capas de apilamiento pero que tienen el mismo valor del límite balístico, ya que al fin y al cabo son el mismo laminado.

Podemos ver ese ejemplo con el laminado de (0,0,0,0,0,0)s que si lo rotáramos hacia la derecha o izquierda 90° pasaría a ser el laminado (90,90,90,90,90,90)s y así ocurre para todas las permutaciones.

Es por eso entonces que cada laminado tendrá un laminado complementario el cual se obtiene sumando o restando 90° a cada valor de cada capa. Gracias a eso se será capaz de obtener una mayor población de inputs con lo que la red neuronal mejorará en creces. No hay que olvidar que el parámetro más crítico para que la red obtenga una buena regresión es aumentar el número de inputs y, también, hacer una buena elección y criterio de éstos para poder llenar todo el mallado de posibilidades facilitando a la red un aprendizaje más compacto.

La hipótesis de laminados complementarios visible experimentalmente también queda verificada de forma veraz mediante las simulaciones, en el cual el laminado de (0,0,0,0,0,0)s y el de (90,90,90,90,90,90)s tienen un límite balístico de 120,1 y 119 m/s respectivamente teniendo un error absoluto entre ambos de 1.1 m/s posiblemente derivado de errores numéricos y suponiéndolo así un error despreciable.

En el caso de nuestra red se le están proporcionando 72 elementos de entrada (un 1,75% de las permutaciones totales), ya que los otros 8 se usarán como verificación del aprendizaje una vez la red haya minimizado su error y haya mostrado sus valores de predicción con el que sabremos a cada momento el error absoluto por muestra y el error absoluto medio con el que nuestra red está pronosticando)

La otra variable que define el problema es el límite balístico. Al obtener límites balísticos en un rango comprendido entre 90,36 y 128,196 *m/s* se ha decidido normalizar las velocidades de éstos en un rango de 70 a 160 *m/s* siendo 0 y 1 el valor de ellos respectivamente.

El cálculo del límite balístico normalizado vendrá dado por la ecuación 6.1.

Ec 6.1
$$x = \frac{y - 70}{160 - 90}$$

Donde *y* es la velocidad del límite balístico en *m/s* y *x* es el valor del límite balístico normalizado.

Debe recordarse que esta normalización se requiere debido al método de regresión usado por el PMC el cual emplea la función *sigmoïdal* o *tanh* donde las imágenes estarán comprendidas entre 0 y 1, y -1 y 1 para cada función respectivamente.

6.3 Descripción de la metodología general

La arquitectura óptima de un PMC se obtiene mediante un proceso de ensayo-error que consiste en el entrenamiento y verificación de diversas arquitecturas y parámetros hasta conseguir la que proporciona menor error para los datos de validación cruzada y de verificación. Aunque se conoce la influencia de ciertos parámetros de las redes neuronales artificiales en sus resultados y existen ciertas recomendaciones prácticas para el diseño de ésta, no existen formulaciones analíticas que permitan determinar los valores óptimos de dichos parámetros ya que estos dependen de la naturaleza de los datos que suministramos a la red, que son únicos para cada problema. Seguidamente explicaremos el proceso por el cual hemos obtenido la arquitectura y parámetros para nuestro PMC.

6.3.1 Entrenamiento de la red

Los patrones de aprendizaje se emplean para determinar los valores óptimos de los parámetros del perceptrón de acuerdo con el siguiente esquema:

- Se inicializan de forma aleatoria pesos y umbrales con valores próximos a cero.
- Se toma el primer patrón de aprendizaje $(x, y)_1^L$, se propaga el patrón de entrada y se obtiene la respuesta del perceptrón para dicho patrón.
- Se evalúa el error e para el patrón.
- Se aplica el algoritmo de Retropropagación, que desplaza pesos y umbrales en la dirección negativa del gradiente del error.

- Con los nuevos valores de los parámetros del perceptrón se repiten los anteriores pasos para todos los patrones de aprendizaje, completándose en un ciclo de aprendizaje o *epoch*.
- Se evalúa el error global del perceptrón E_L para el conjunto de patrones de aprendizaje. Este error lo llamamos error de aprendizaje.

6.3.2 Determinación de los parámetros óptimos del PMC

A priori no se conocen las variables que van a influir en mayor o menor medida en el problema a estudiar. Es por ello que a priori se analiza la correlación entre las variables de entrada o combinación de ellas con las que se quieren obtener en los *outputs* mediante leves cambios.

Los parámetros más importantes que definen la arquitectura de un PMC son el número de capas ocultas P y el número de neuronas en cada capa N_p . En otros estudios realizados como el de [Fernández-Fernández et al., 2007] [23] afirman que no se mejora el pasar de una capa oculta a dos, cosa que también es corroborada por la totalidad de documentos referentes a los PMC.

Por otro lado, el paso de dos capas ocultas a más no produce resultados significativamente mejores que un PMC con una o dos capas y aumenta considerablemente el número de parámetros de ajuste de la red durante el aprendizaje. Es por eso que se ha elegido un PMC con una única capa oculta tal y como se considera en la mayoría de los PMC aplicados a problemas de Ingeniería Estructural y Mecánica de Sólidos.

En cuanto a la tasa de aprendizaje ξ , ésta influye en el número de ciclos de aprendizaje necesarios para conseguir el error cuadrático mínimo. El valor de la tasa de aprendizaje para la capa oculta que se ha dado ha sido de 1 y para la capa de salida ha sido 0.1.

Para estas tasas de aprendizaje se obtendrá un valor de 1000 *epochs* para que la red converja obteniendo un error mínimo.

La influencia del número de *epochs* a partir del valor de 1000 es inapreciable y aumenta considerablemente el tiempo de computación de la red, por lo que pasará casi inadvertida durante el proceso de optimización de la arquitectura de nuestro PMC.

Se considerará el número de neuronas N de la capa oculta como un importante parámetro variable en la determinación de la arquitectura óptima del PMC. Se ha analizado la influencia de N en los resultados obtenidos por la red. Para ello hemos generado diversas redes con distintos valores de N que se entrenan y se determinan cuál es su valor óptimo que haremos visible en la figura 6.4. En este proceso es fundamental tener en cuenta la fuente de variabilidad que, para una arquitectura dada de PMC entrenado y verificado con un mismo conjunto de patrones de entrada, introduce una aleatorización inicial de los pesos φ_{ij} en los resultados obtenidos por la red. Este proceso de aleatorización es habitual en cualquier entrenamiento supervisado y garantiza, por una parte, que el error, minimizado durante el entrenamiento, no caiga en un mínimo local y, por otra parte, que la convergencia al valor final de éste sea lo suficientemente rápida.

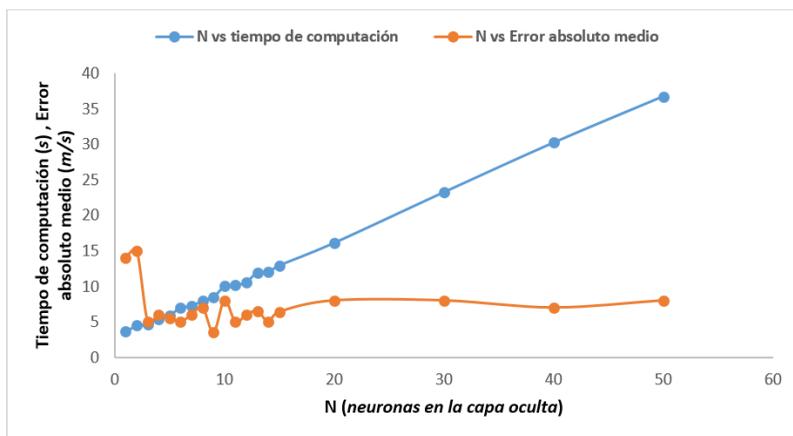


Figura 6.1 Tiempo de computación empleado y Error absoluto medio cometido por la red neuronal en función del número de neuronas de la capa oculta.

Como se aprecia en la anterior figura, el tiempo de computación aumenta de una forma notablemente lineal a medida que aumentamos el número de neuronas de la capa oculta. Aun así, el tiempo de computación empleado por la red no excede ni el valor del minuto para los casos elevados con 50 neuronas.

La red será capaz de aprender y de predecir todos los valores de los límites balísticos de las permutaciones posibles en cuestión de segundos, cosa que hace de esta herramienta algo increíblemente potente y rápida. Por lo que se refiere al valor de error absoluto cometido entre las muestras de verificación y las predichas vemos como disminuye con el número de neuronas empleado en la capa oculta, pero que se estabiliza a partir de un cierto valor obteniendo un mínimo de error cometido y para una convergencia de la red máxima.

Se observa como en el error absoluto cometido se obtiene con el uso de 9 neuronas en la capa oculta, es por eso que se ha elegido este valor para este parámetro N . Es importante también no sólo pensar en el error absoluto cometido sino que se deberá prestar atención al error relativo cometido para cada una de las muestras verificadas. Teniendo en cuenta que el error absoluto medio es de 3,5 m/s , se obtendrá un error relativo máximo y mínimo perteneciente a los valores de límite balístico menor y mayor de nuestra batería de casos. Entonces, el valor del error relativo medio cometido tendrá un rango entre 2,7 y 3,9%, haciendo de la red una herramienta con un error en el aprendizaje mínimo y un error absoluto medio en la predicción menor a 4 m/s .

6.4 Verificación y análisis de los resultados

Una vez la red es capaz de entrenar y aprender con los errores anteriormente comentados se procede a analizar y a extraer los datos proporcionados por ésta.

La red nos provee de los valores de los límites balísticos de cada laminado para el total de permutaciones posibles. De este conjunto se elegirán los laminados que, como mínimo, superen el valor del límite balístico de los laminados usados como entrenamiento de la batería de casos generada (secuencia de apilado número 12 con un límite balístico de 128,2 m/s).

Para cada lanzamiento de la red se predicen un total de entre 50 y 100 laminados que, según la red neuronal, superan en límite balístico al apilado número 12. Tras sucesivos lanzamientos se han escrutado los cinco laminados comunes predichos que aparecen con límites balísticos máximos.

Es entonces cuando, a través de la herramienta de simulación en elementos finitos, se procederá a implantar y a generar los cinco nuevos laminados para poder validar y verificar los valores de cada laminado.

Los laminados aportados por la red y los valores de los límites balísticos obtenidos por las simulaciones se muestran en la tabla 6.1.

Tabla 6.1 Secuencias de apilado con sus respectivos valores de límites balísticos aportados por la predicción de la red neuronal

Secuencia de Apilado	Límite Balístico (m/s)
<i>(90,0,0,0,0,0)s</i>	<i>124,4</i>
<i>(90,0,0,0,45,0)s</i>	<i>123,32</i>
<i>(90,0,0,90,-45,0)s</i>	<i>124,51</i>
<i>(90,0,0,90,0,45)s</i>	<i>123,76</i>
<i>(90,0,0,90,0,-45)s</i>	<i>124,45</i>

Se observa como, tras hacer las simulaciones pertinentes a cada laminado, los valores predichos por la red no llegan a superar los 128,2 m/s del laminado número 12. Los errores medios cometidos por la red en el caso de estas predicciones son de un error absoluto mínimo de 4,88 m/s y de un error relativo mínimo de 3,8%. Cabe recordar que los errores de entrenamiento y los errores en las predicciones antes mostrados son errores medios, y que, debido a eso, puede ser que se genere un error medio y/o absoluto superiores a esas tasas para un determinado caso discreto. Aun así, los errores para cada laminado son próximos a los errores medios cometidos durante el aprendizaje y durante las predicciones de las verificaciones.

Los errores con los que se debe lidiar durante el trascurso de la optimización del parámetro son debidos básicamente a la pobre cantidad de patrones de entrada en el aprendizaje (debido al alto coste computacional que conlleva la obtención de cada uno de ellos).

Es por eso que los nuevos laminados y sus respectivos límites balísticos predichos por el PMC y posteriormente contrastados con una simulación numérica pueden servir como nuevos patrones de entrada para el aprendizaje de la red, juntamente con sus laminados complementarios, consiguiendo así que el mallado de permutaciones aprendidas por el PMC converja en la búsqueda del laminado máximo.

Este proceso de optimización de la red ayudará a que el aprendizaje futuro se centre y se aproxime continuamente a los laminados de importancia en el estudio. Para ser testigos de ello, se puede observar como los límites balísticos de los laminados predichos son superiores a todos los otros laminados (excepto del laminado máximo) de la batería de casos generada. Eso significa que la red es capaz de ajustar sus secuencias de apilado predichas pertinentes a los límites balísticos de mayor valor.

Cabe destacar el patrón de la secuencia de apilado para los límites balísticos elevados. Todos los laminados con límites balísticos elevados pertenecen al grupo $(90,0,0,a,b,c)s$, siendo a,b,c cualquier otro ángulo de los posibles en nuestras permutaciones. Estos grupos de laminados los llamaremos familias, en el cual se asocia un conjunto de patrones en la secuencia de apilado con su valor de límite balístico para cada familia. Una de las extracciones del uso de este trabajo ha sido la obtención de que la familia de apilados $(90,0,0,a,b,c)s$ es una de las familias que presenta mejor comportamiento a impactos de alta velocidad teniendo así los valores de límites balísticos más elevados. Esta herramienta ha permitido mostrar con exactitud cuáles son las familias y qué patrones de apilado son los óptimos a tener en cuenta ante el diseño de este tipo de materiales sometidos a esfuerzos de impacto.

En la totalidad de los 50 a 100 laminados predichos con límites balísticos iniciales superiores al laminado número 12 de la familia $(90,0,0,a,b,c)s$ se pueden encontrar otras familias de apilados. Cada conjunto de laminados predichos con límites balísticos superiores a los ya obtenidos va decreciendo con la optimización de la red, encontrando así la familia y/o familias de laminados con límites balísticos superiores.

Una vez se obtienen los valores de los límites balísticos para cada laminado y siendo utilizados éstos como inputs de aprendizaje, las nuevas secuencias de apilado y/o familias obtenidas tras la predicción pueden cambiar, dando así nuevos casos a estudiar y comparar con las antiguas familias ya encontradas. Es probable entonces, que debido al error cometido haya un margen de laminados que también sean susceptibles de ser se otra familia con límites balísticos elevados.

Este proceso de predicción del PMC y el contraste de los datos obtenidos a través de simulaciones numéricas hacen de las herramientas desarrolladas una metodología inigualable para cumplir el objetivo del trabajo, concluyendo así que la familia de apilados (90,0,0,a,b,c)s será una de las mejores.

Una de las posibilidades frente la explicación del porqué esa es la mejor familia vendría dada por la aparición de tensiones transversales generadas durante el proceso del impacto. Durante el proceso la probeta se dobla generando tensiones máximas de compresión y de tracción en las partes superior e inferior respectivamente. Las tensiones generadas en el material seguirán entonces los ejes x e y a través de la probeta. Es por ello que se requiere el cambio de ángulo en las dos primeras y las dos últimas capas del laminado (ya que el laminado es simétrico). La orientación de las fibras a 90° y 0° hará que resista en mayor medida el esfuerzo generado en sus direcciones, dando así un mejor comportamiento y respuesta del material.

Los laminados con ángulos de 45° y -45° suelen dar malas respuestas debido a su longitud de fibra anteriormente comentado en el trabajo. Es por ello que la familia de laminados máxima no contiene ninguna capa con esas orientaciones ni se han obtenido en las capas superiores e inferiores en ningún caso.

7. CONCLUSIONS

We have been working these last months in an issue that largely affects the world of aeronautics and aerospace industry trying to obtain values and optimal sequences for its posterior use thus minimizing the possible errors, fractures and in services failures of the aircrafts and eventually the risk prevention.

With all the work done, design of the numerical model, design of the MLP and the continuous fervor for its optimization here is shown some of the main conclusions obtained, from theoretical concepts to specific aspects of the design.

- A numerical model capable of predicting reliably residual velocity values in perpendicular impacts to a carbon fiber laminate with epoxy matrix has been elaborated, which has been validated through the comparison of aforementioned values with the ones obtained through experimental trials previously performed by [López-Puente et al., 2003].
- For the election of the adequate damage criteria several types of materials predefined in LS-DYNA® have been studied with different kinds of elements until choosing a material that uses solids elements and follows a damage criteria based on the Chang/Chang of 1987 with fiber breakage mistakes and matrixes in the two main directions of the plane that includes an elimination criteria based in the last deformation values, which truly reproduces the behavior of the material to impacts.

- A sensitivity analysis has been performed of the mesh laminate being eventually elected due to the accuracy of the results with a moderate computational cost.
- With the purpose of representing the delamination process of the composite material and its influence on the behavior in perpendicular impacts, the use of cohesive interactions was put into practice between the different layers of the laminate, which follows a law of bilinear traction-separation with a squared mixed model of damage starting point and a line type damage progression, capable of simulating the effects of delamination.
- A study has been performed with the results obtained in the numerical model from which we extract the following conclusions:
 - i. The material behaves differently in impacts with velocities above and below the ballistic limit.

In low velocities, the delaminated area augments proportionally to the impact velocity squared, while at high velocities the damage decreases creating a damage location in the area near to the collision between projectile and test tube.
 - ii. The energy proportion absorbed by the material, compared to the initial energy of the projectile, rapidly decreases when augmenting the velocity from the ballistic limit visible in the images of the system tensor state in different times of trial.
- The Lambert-Jonas fitting system for the obtaining of the values of the ballistic limit of the simulations is a reliable method that provides parameterization data with a less than 3% error.

- With the usage of MLP for the determination of the ballistic limit of each laminate in front of experimental techniques or numerical simulations the results are obtained in real time without requiring specific knowledge in artificial neural network or in Mechanics of the Impact.
- The MLP predicts the values of the ballistic limit of the trained laminates and verified with an absolute and relative medium error below 4%
- The results of the ballistic limits are obtained in real time which the computational cost of the training of 72 laminates and the posterior prediction of 4096 laminate possible permutations is approximately 8 seconds in front of the 18500 hours that would take the process of obtaining them by MEF methodologies and their fittings.
- The system and architecture proposed and the selection of the starting variables as training inputs allows to view which are the variables that will affect and influence the most to the regression performed by the network.
- The neural network is capable of predicting laminates with high ballistic limits values and its convergence to the maximization of this value can be obtained through the reincorporation of the values obtained as new learning inputs.
- The MLP requires at least a 20% of the possible permutations for an actual prediction, so the used values, as training is a 1,7% a value far below the one desired.
- The time employed for the generation of the numerical model and the posterior cases through simulations and fittings to obtain training values and the implementation of the code and its constant optimization make this methodology impossible to perform during the period of the realization of this study.

8. FUTURE WORKS

- The normal impact situation portrayed in this project is a rather infrequent instance. The most probable situation in an impact case is that it occurred with different impact angles. Therefore, we propose the introduction of obliquity as a principal variable in the studied issue, what means a natural step in our strand of work due to the availability of a three-dimensional numerical simulation model capable of reproducing it easily.
- Programming through a user subroutine a material behavior that could adapt to the fabric taking into account other types of material damage and other constitutive equations involved.
- Adding uniaxial or biaxial preload states in the plate in order to study impact case in them.
- To study the influence of temperature in the plate, comparing the results with analyzed in this project in order to view the influence of the actual temperature gradient.
- Since neural networks have proved to be a valid tool for the behavior analysis against impact in protections of carbon fiber fabric with epoxy resin, we suggest extending its use for other kind of materials, boundary conditions and geometries and projectile sizes.
- Given the primary phase in which these type of networks currently are we propose the forthcoming study and improvement of the MLP or the implementation of another kind of artificial neural network, such as radial basis networks, not only to better the mistake made in the practice but also to be able to predict more accurately providing a number of inputs far below the nowadays required 20%.

- Once our MLP is capable of predicting with full reliability and with a number of samples much lower than the currently marked 20%, we suggest not only to obtain the laminate with greater ballistic limit with a laminate of our properties but also enlarging the layer variables and angles involved exponentially augmenting the number of possible permutations.

9. REFERENCES AND NOTES

1. Lopez-Puente, J. (2003). Tesis Jorge Lopez Puente.
2. LS-DYNA®Keyword User's Manual Volume I. Revisión 1617. Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation, 2012.
3. LS-DYNA®Keyword User's Manual Volume II: Material Models. Revisión 1696. Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation, 2012.
4. BARBERO, E. Transparencias de la asignatura "Historia de la Tecnología Aeroespacial". Universidad Carlos III de Madrid, 2012.
5. TSAI, S. W.; Wu, E. M. A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of Composite Materials* 5: 58–80, 1971.
6. BARBERO, E. J. *Introduction to Composite Material Design*. Segunda edición. Boca Raton: CRC Press/Taylor and Francis, 2011. ISBN: 978-1-4200-7915-9
7. *ASM International Engineering Material Handbook, USA, 3o ed., 1989.*
8. SCHWARTZ, M. M. *Composite materials handbook*. Segunda edición. New York [etc.]: McGraw-Hill, 1992. ISBN: 0-07-055819-1
9. LÓPEZ-PUENTE, J.; ZAERA, R.; NAVARRO, C. Experimental and numerical analysis of normal and oblique ballistic impacts on thin carbon/epoxy woven laminates. *Composites Part A: applied science and manufacturing* 39: 374-387, 2008.
10. Pernas-Sánchez, J., Artero-Guerrero, J. A., Zahr Viñuela, J., Varas, D., & López-Puente, J. (2014). Numerical analysis of high velocity impacts on unidirectional laminates. *Composite Structures*, 107, 629–634.
11. Bonnie Wade, Paolo Feraboli; Morgan Osborne. Simulating laminated composites using LS-DYNA material model MAT54 part I: [0] and [90] ply single-element investigation.
12. Paolo Feraboli, Bonnie Wade, Francesco Deleo, Mostafa Rassaian, Mark Higgins, Alan Byar. LS-DYNA MAT54 modeling of the axial crushing of a composite tape sinusoidal specimen. *Composites: Part A* 42 (2011) 1809–1825.
13. Zheng Zhang and Farid Taheri. Dynamic pulse buckling analysis of FRP composite laminated beams using LS-DYNA. 7th International LS-DYNA user's conference. 2002. *Material technology* (1).
14. Marco Anghileri, Luigi-M. L. Castelletti, Fabio Invernizzi, Marco Mascheroni. A survey of numerical models for hail impact analysis using explicit finite element codes. *International Journal of Impact Engineering* 31(2005) 929–944.
15. Sivakumara K. Krishnamoorthy, Johannes Hoptner, Gundolf Kopp, H.E. Friedrich. Prediction of structural response of FRP composites for conceptual design of vehicles under impact loading. 8th European LS-DYNA Users Conference, Strasbourg - May 2011.
16. Y. Duan, M. Keefe, T.A. Bogetti, B.A. Cheeseman. Modeling the role of friction during ballistic impact of a high-strength plain-weave fabric. *Composite Structures* 68 (2005) 331–337.
17. CHANG, F.; CHANG K. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. *Journal of Composite Materials* 21: 834-855, 1987.
18. CHATIRI, M.; GÜLL, T; MATZENMILLER, A. An assessment of the new LS-DYNA layered solid element: basics, patch simulation and its potential for thick composite structure analysis. 7th European LS-DYNA Conference, 2009.

19. SHAH, Q. H. From LS-PrePost to LS-DYNA: an introduction; LS-Dyna for beginners with 13 step by step solved examples. Saarbrücken (Alemania): Lambert Academic Publishing, 2011. ISBN: 978-3-8454-0951-1
20. GAY, D.; HOA, S. V.; TSAI, S. W. Composite materials: Design and applications. Boca Raton: CRC Press, 2003. ISBN: 1-58716-084-6
21. Pernas-Sánchez, J. (2013). Tesis Doctoral Análisis y simulación de impactos de hielo sobre laminados carbono/epoxi.
22. Artero-guerrero, J. (2014). Tesis Doctoral Análisis y modelización del golpe hidrodinámico en tanques integrados de combustible realizados en material compuesto.
23. Fernandez, D. (2007). Tesis Doctoral Redes Neuronales.
24. WERNER, W. Simulation and FE-modeling of global and local effects in thin-walled shell structures of composite materials. NAFEMS Seminar on Simulating Composite Materials and Structures. Bad Kissingen, 2007.
25. LISA. (2015). Deep Learning Tutorial.

APÉNDICES

10. APÉNDICE 1: ESTUDIO DE LA INFLUENCIA DEL TIPO DE ELEMENTO Y EL MODELO DEL MATERIAL

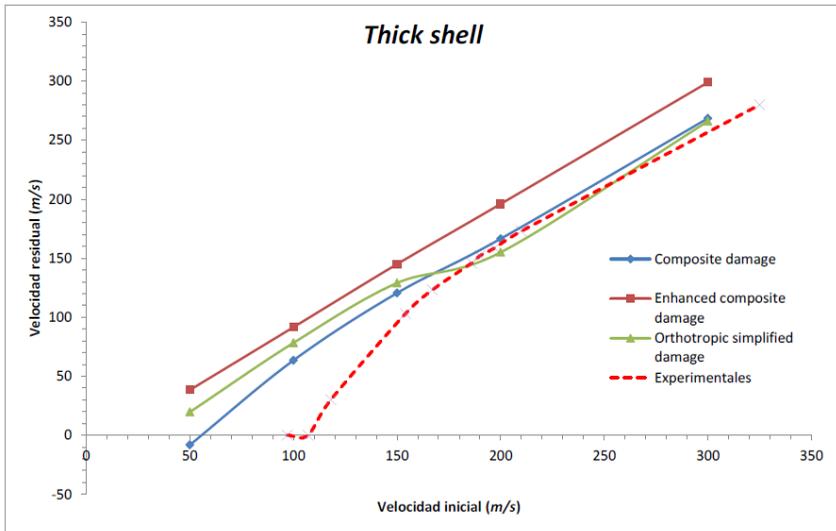


Figura 10.1 Gráfica comparativa de la velocidad residual de los modelos de material con el tipo de elemento *thick shell*.

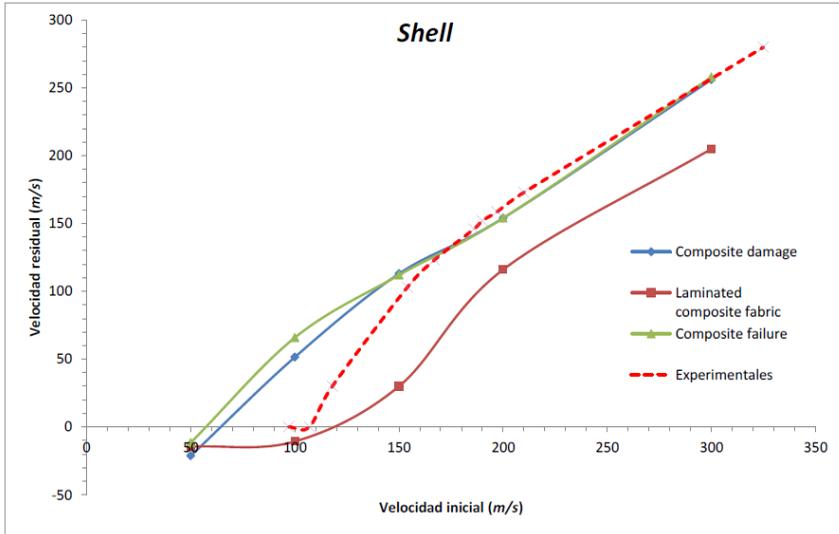


Figura 10.2 Gráfica comparativa de la velocidad residual de los modelos de material con el tipo de elemento *shell*.

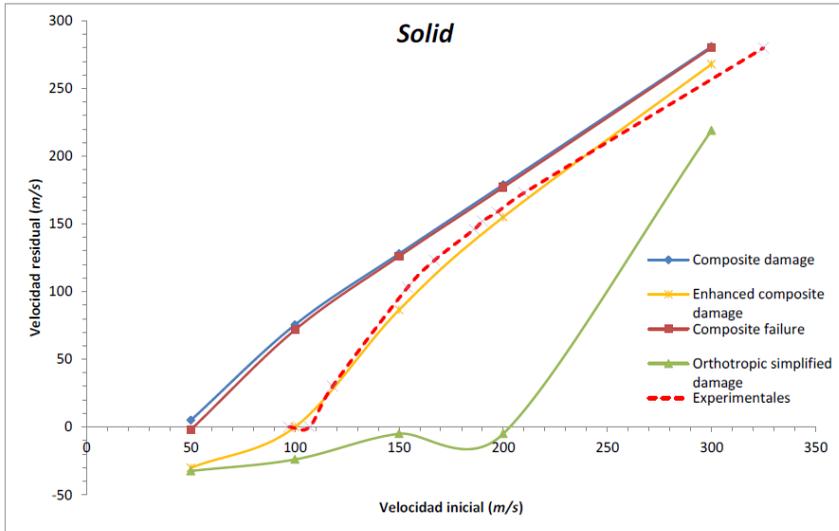


Figura 10.3 Gráfica comparativa de la velocidad residual de los modelos de material con el tipo de elemento *solid*.

En los casos estudiados con un elemento *shell* o *thick shell*, se han obtenido resultados poco satisfactorios en los procesos de impacto, lo que puede ser debido a que la distribución de la tensión a lo largo del espesor es lineal.

En la siguiente figura 10.4 se pueden observar las distribuciones de tensión que utiliza cada tipo de elemento.

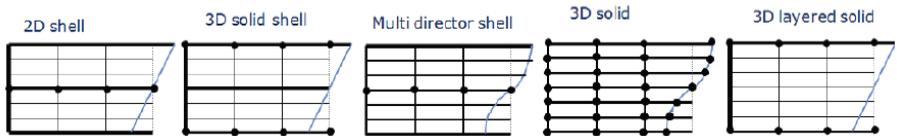


Figura 10.4 Modelo cinemático de estructuras compuestas con diferentes tipos de elemento
[Werner, 2007] [24].

11. APÉNDICE 2: ANÁLISIS DE LA SENSIBILIDAD DE LA MALLA

Una vez seleccionado el modelo de material se ha realizado un pequeño análisis de la sensibilidad del mallado con distintos números de elementos cuyo resultado aparece en la figura 11.1.

Para su estudio se han aplicado mallados de 55x55 elementos y de 110x110 elementos. Con un solo cambio en el mallado aumentándolo hasta hacer coincidir el tamaño del elemento con 1mm de la probeta ase alcanza una gran convergencia entre los resultados numéricos y experimentales a velocidades próximas a las del límite balístico.

Es por eso entonces que se ha elegido el mallado de 110x100 elementos como el óptimo para el modelo a validar.

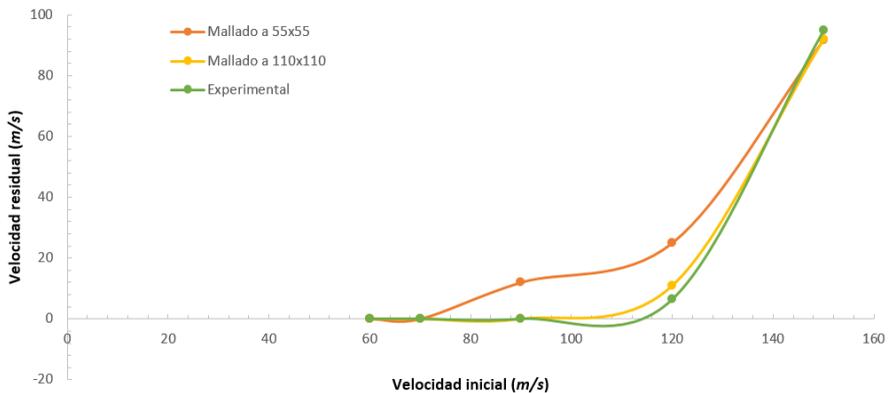


Figura 11.1 Análisis de sensibilidad del mallado frente al modelo experimental

12. APÉNDICE 3: BASES BIOLÓGICAS DE LAS RNA

12.1 Bases biológicas de las RNA

El sistema de comunicación neuronal de los animales superiores se compone de tres partes fundamentales:

- Los *receptores*, que se sitúan en las células sensoriales y recogen la información que entra en el sistema biológico en forma de estímulos.
- El *sistema nervioso* que recibe, almacena y envía la información ya elaborada a los órganos efectoros u otras zonas del sistema nervioso.
- Los *órganos diana* o *efectores* que reciben e interpretan la información procesada por el sistema nervioso.

El elemento estructural y funcional esencial en el proceso de comunicación neuronal es la *neurona*, que transmite la información al resto de las neuronas en forma de señales químicas. Ciertas neuronas se conectan con los receptores o con los efectoros y otras se conectan entre sí para transmitir y procesar la información. La zona de conexión se denomina sinapsis y enlaza el axón de una neurona con las dendritas de las adyacentes visible en la figura 12.1

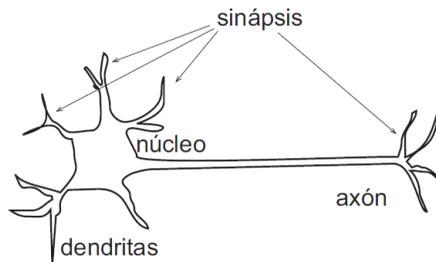


Figura 12.1 Esquema de una neurona biológica

Las tareas individuales que cumplen las neuronas en el contexto del sistema nervioso son las siguientes:

- Recogen la información que les llega en forma de impulsos procedentes de otras neuronas o de los receptores a través de las dendritas.
- Integran esta información en un código de activación propio de la célula en su núcleo.
- Transmiten la información, ya codificada, en forma de frecuencia de impulsos a través de su axón.
- El axón, a través de sus múltiples ramificaciones efectúa una distribución espacial de los mensajes que son transmitidos al resto del sistema.

Sin embargo, la extraordinaria capacidad del cerebro radica en la elevadísima interconectividad neuronal (en el cerebro humano cada neurona se conecta con otras 10 células nerviosas) más que en las neuronas en sí mismas. Es por tanto en la sinapsis donde se ha buscado la clave para el desarrollo de las redes neuronales artificiales. Ésta es un espacio líquido con cierta concentración iónica de propiedades conductoras que activa o impide el paso de la señal eléctrica de una neurona a otra. Así, la sinapsis se convierte en un amplificador/inhibidor de la señal a conveniencia.

De esta forma, el funcionamiento global del cerebro es una enorme malla que propaga señales electro-químicas de unas células a otras modificando constantemente la sinapsis.

Es importante observar la naturaleza no lineal de las neuronas ya que éstas funcionan a saturación, esto es, solamente emiten una señal si la información que reciben supera un cierto valor umbral. Todos estos aspectos son relevantes a la hora de comprender el funcionamiento de una RNA ya que tanto el comportamiento de la neurona artificial como el de la red están basados en ellos.

12.2 Modelo computacional de una neurona artificial

De manera análoga al funcionamiento de una neurona biológica, la neurona artificial i – *esima* (figura 12.2) recibe las señales x_j de las neuronas adyacentes de la capa anterior, ponderadas por los pesos φ_{ji} que las conectan. La activación de la neurona se dará si la suma de estas señales ponderadas es superior al valor umbral de activación b_i , en cuyo caso, la neurona emitirá la señal de salida v_i que será el resultado de aplicar la función de activación f_i a dicha suma ponderada. Si no se produce la activación la neurona no generará señal de salida o generará una señal negativa, según el tipo de función de activación que se emplee en ésta.

$$v_i = f_i \left(\sum_{j=1}^N \varphi_{ji} x_j - b_i \right)$$

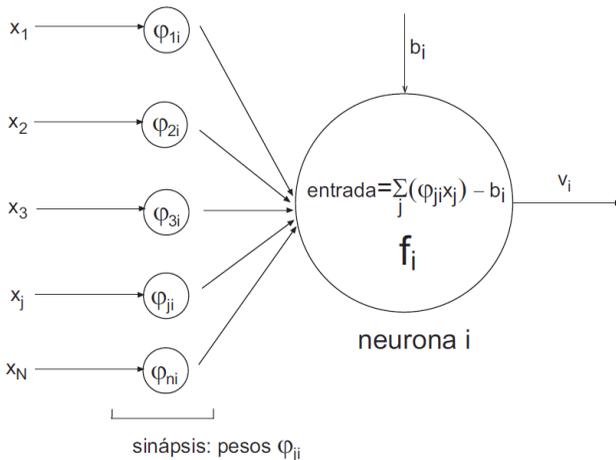


Figura 12.2 Unidad de proceso elemental: la neurona artificial

La red neuronal se obtiene a partir de la conexión entre un número determinado de neuronas artificiales (también llamadas unidades elementales de proceso). Estas neuronas irán conectadas a los receptores, a las salidas de la red o bien entre sí. El tipo de conexiones y la forma en la que las neuronas artificiales se conectan entre sí determinarán la topología de la misma. Existen, por tanto, muchas arquitecturas de red con propiedades y características muy diferentes entre sí.

En el ámbito de la Mecánica de Sólidos y Estructuras el perceptrón multicapa se ha aplicado en numerosos estudios desde la aparición del primer trabajo publicado en 1989 en el Área de Ingeniería civil. Actualmente el PMC es la red neuronal más extendida en esta disciplina ya que se ha empleado en más del 90% de los trabajos que utilizan RNA publicados hasta la fecha [21].

Se han resuelto problemas tales como pandeos en vigas elastoplásticas, la estimación de vibraciones de edificios o la detección del daño en vigas de acero.

13. APÉNDICE 4: ARQUITECTURA DEL PMC

Redes neuronales artificiales como herramienta de diseño de protecciones ligeras frente a impacto de alta y baja velocidad

Las metodologías clásicas de diseño de protecciones ligeras son, sin duda, herramientas muy valiosas que se emplean en diferentes fases del desarrollo de una protección.

En las etapas iniciales del diseño se emplean modelos analíticos y simulaciones numéricas dejando para las últimas fases los ensayos experimentales de los prototipos para una verificación final del correcto dimensionamiento de los mismos. Sin embargo estas metodologías presentan diferentes inconvenientes.

Los modelos analíticos se desarrollan bajo importantes hipótesis simplificadoras que no se cumplen cuando se aplican situaciones como un cambio de material o un cambio en la forma del proyectil y las predicciones obtenidas dejan de ser válidas.

En la simulación numérica, pese al gran aumento de la potencia de cálculo conseguida en los equipos informáticos, los tiempos de simulación en muchos tipos de problema suelen ser largos y el desarrollo de modelos numéricos eficaces, sobre todo en lo referente a ecuaciones constitutivas, es una tarea muy compleja que requiere un conocimiento profundo del comportamiento de los materiales y del código de simulación empleado.

Finalmente, los ensayos experimentales requieren costosos dispositivos de ensayo e instrumentación y un número considerable de probetas dada la gran dispersión de resultados obtenidos. También se requieren largos tiempos de preparación de las probetas y de puesta a punto y calibración de los dispositivos de medición. Estos factores hacen que se tienda a minimizar el número de ensayos experimentales realizados sólo únicamente para las validaciones experimentales de los diseños desarrollados. Ante esta situación surge la idea de buscar nuevas herramientas que permitan abordar el diseño de protecciones ligeras frente a impacto de alta y baja velocidad a través de soluciones rápidas, sencillas y económicas.

Siguiendo la línea y teniendo en cuenta el éxito que han tenido las redes neuronales artificiales aplicadas a problemas de la mecánica de sólidos y estructuras se ha optado por su empleo como herramienta de predicción.

Arquitectura del PMC

La arquitectura del PMC (figura 13.1) se caracteriza por agrupar las neuronas en diferentes niveles o capas, pudiendo distinguirse tres tipos de capas diferentes: *capa de entrada*, *capas intermedias u ocultas* y *capa de salida*.

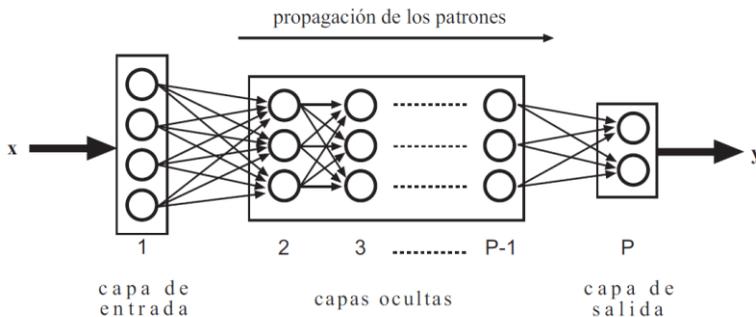


Figura 13.1 Arquitectura del perceptrón multicapa.

Las conexiones entre éstas se realizan desde la capa de entrada a la de salidas, mapeando un vector de variables 'x' de entrada de dimensión n en un vector de variables de salida 'y' de dimensión m, siendo $m \leq n$.

El sentido de propagación de los patrones hace que se denominen alternativamente *Redes alimentadas hacia adelante* o *feedforward*.

Habitualmente, y como en nuestro caso, el PMC presenta conectividad total, lo que significa que cada neurona está conectada con todas las de las capas anterior y posterior.

13.1 Propagación de los patrones de entrada

El funcionamiento de una neurona computacional se definió en el apéndice 3 para un PMC con P capas, incluyendo las de entrada y salida, cada neurona i de la capa p recibe información de las neuronas de la capa anterior $p - 1$, la procesa y envía la señal de salida v_i^p a todas las neuronas de la capa posterior $p + 1$. Es así como la ecuación 13.1 se reescribe como:

$$\text{Ec 13.1} \quad v_i^p = f_i^p \left(\sum_{j=1}^{n_{p-1}} \varphi_{ji}^{p-1} v_j^{p-1} - b_i^p \right)$$

Siendo n_{p-1} el número de neuronas de la capa $p - 1$, φ_{ji}^{p-1} el peso de la conexión entre la neurona j de la capa $p - 1$ y la neurona i de la capa p , y b_i^p el *umbral* de la neurona i de la capa p .

Las funciones de activación f_i^p empleadas habitualmente en el PMC (figura 6.2) son la función sigmoïdal (Ecuación 13.2)

$$\text{Ec 13.2} \quad f(a) = \frac{1}{1 + e^{-\theta a}} \quad \in (0,1) \text{ para } \theta > 0$$

y la función tangente hiperbólica (Ecuación 13.3) en las que podemos observar su representación gráfica en la figura 13.2.

$$\text{Ec 13.3} \quad f(a) = \frac{1 - e^{-\theta a}}{1 + e^{-\theta a}} \quad \in (-1,1) \text{ para } \theta > 0$$

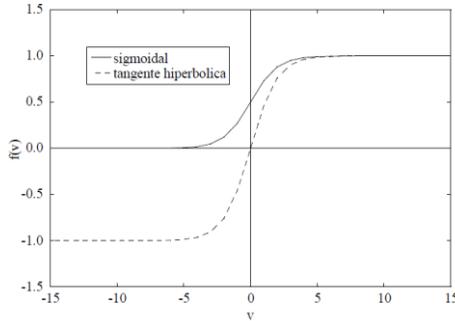


Figura 13.2 Funciones de transferencia sigmoide y tangente hiperbólica

La función de activación suele ser común a todas las neuronas de las capas ocultas de la red. Para las neuronas de la capa de entrada se utiliza la función identidad. En la capa de salida las funciones de activación más extendidas son, además de las descritas, la función escalón y la función lineal.

En el caso de la capa de entrada $p = 1$, la activación de sus neuronas responde a la expresión $v_i^1 = x_i$, siendo $X = (x_1, x_2, \dots, x_N)$ el patrón de entrada y x_i cada vector de cada secuencia de apilado.

Si se trata de la capa de salida $p = P$, la activación se expresa (Ecuación 13.4)

$$Ec\ 13.4 \quad y_i = v_i^P = f_i^P \left(\sum_{j=1}^{n_{P-1}} \varphi_{ji}^{P-1} v_j^{P-1} - b_i^P \right)$$

Siendo $Y = (y_1, y_2, \dots, y_M)$ el patrón de salida y y_i cada valor de límite balístico normalizado entre 0 y 1 (rango de la función sigmoide) pertenecientes a cada secuencia de apilado.

El PMC define pues, una función continua no lineal F de R^N en R^M (Ecuación 13.5)

$$Ec\ 13.5 \quad Y = F(X, \phi, \beta)$$

Siendo ϕ el conjunto de pesos y β el de umbrales.

13.2 Algoritmo de retropropagación del PMC

El PMC se completa con un algoritmo de entrenamiento cuyo objetivo es que el primero sea finalmente capaz de predecir adecuadamente el patrón de salida Y correspondiente a un patrón de entrada X . Las parejas (X, Y) constituyen el espacio de variabilidad R de la excitación y respuesta del sistema estudiado visible en la figura 6.3.

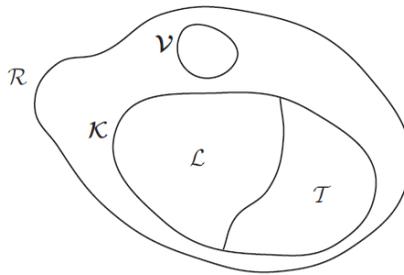


Figura 13.3 Espacios de comportamiento de la red neuronal

Durante el proceso de entrenamiento la red debe extraer las características del sistema a partir de un número reducido K de patrones de entrada X y los correspondientes patrones de salida conocidos Y , que constituyen el conjunto de patrones de entrenamiento K de la ecuación 13.6.

Ec 13.6
$$K = \{(X, Y)_s^K \mid s = 1, \dots, K\} \subset \mathbb{R}$$

El conjunto K se separa aleatoriamente de un subconjunto L de patrones de aprendizaje y otro subconjunto T de patrones de validación cruzada (figura 6.3). El hecho de esta separación se aclarará a continuación.

El algoritmo pretende minimizar el error de las salidas proporcionadas por el perceptron para el conjunto de patrones de aprendizaje. Se trata pues de un algoritmo de entrenamiento supervisado, a través de los patrones de salida deseados, frente a

algoritmos de entrenamiento no supervisado como los que incluyen las Redes de Hopfield o las Redes de aprendizaje competitivo.

La formulación del algoritmo de entrenamiento debe partir de la condición de minimizar el error global \mathbf{E} del perceptrón para los conjuntos de pesos ϕ y de umbrales β . Aunque pueden emplearse otras medidas del error global como el error cuadrático medio como es en nuestro caso y que veremos reflejados en las siguientes ecuaciones 13.7 y 13.8.

$$\mathbf{Ec\ 13.7} \quad \mathbf{E} = \frac{1}{K} \sum_{s=1}^K \mathbf{e}(s)$$

Donde K es el número total de patrones y $\mathbf{e}(s)$ el error cuadrático para el patrón s

$$\mathbf{Ec\ 13.8} \quad \mathbf{e}(s) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^M (y_i^L(s) - y_i(s))^2$$

siendo $y^L(s) = (y_1^L(s), y_2^L(s) \dots, y_M^L(s))$ el patrón de salida deseado s .

El problema de minimización del error para el perceptrón multicapa es no lineal, y se utiliza habitualmente el método del descenso de gradiente estocástico que consiste en modificar los pesos y umbrales tras cada patrón s para minimizar sucesivamente cada error $\mathbf{e}(s)$, en lugar del error global \mathbf{E} . Es por eso que los pesos o umbrales de la red se recalculan mediante un procedimiento de aprendizaje que refuerza sus valores en la dirección apropiada

$$\mathbf{Ec\ 13.9} \quad \varphi_{ji}^{p-1}(s+1) = \varphi_{ji}^{p-1}(s) - \xi \frac{\partial \mathbf{e}(s)}{\partial \varphi_{ji}^{p-1}}$$

$$\mathbf{Ec\ 13.10} \quad b_i^p(s+1) = b_i^p(s) - \xi \frac{\partial \mathbf{e}(s)}{\partial b_i}$$

siendo ξ de las ecuaciones 13.9 y 13.10 la tasa de aprendizaje.

El procedimiento para evaluar las derivadas del error respecto de cada peso y de cada umbral, partiendo de la capa de salida y propagando los errores hacia la capa de entrada pasando por las capas ocultas como vemos en la figura 13.1 se le conoce por el *Algoritmo de Retropropagación de los Errores* o también *Regla Delta Generalizada*.