

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

Ing. Petr Dymáček

VLÁKNO-KOVOVÉ LAMINÁTY OCEL-C/EPOXY
Výroba a mechanické vlastnosti

FIBER-METAL LAMINATES STEEL-C/EPOXY
Manufacture and mechanical properties

DISERTAČNÍ PRÁCE
Ph.D. Thesis

v oboru

KONSTRUKČNÍ A PROCESNÍ INŽENÝRSTVÍ

Školitel: **Doc. Ing. Josef Klement, CSc.**

Oponenti: **Prof. Ing. Radko Samek, CSc.**
Doc. Ing. Tomáš Kopřiva, CSc.
RNDr. Alois Vašek, CSc.

Datum obhajoby: **13. 6. 2001**

© Petr Dymáček, 2001
ISBN 80-214-1917-2
ISSN 1213-4198

TABLE OF CONTENTS

1 INTRODUCTION	5
2 PRESENT STATE IN THE FML FIELD	6
2.1 GLARE	7
2.2 ARALL	8
2.3 CARE	9
2.4 Titanium CARE or HTCL	9
3 THESIS OBJECTIVES	10
4 APPLIED METHODS OF INVESTIGATION	10
5 MAIN RESULTS	11
5.1 Material selection	11
5.2 Manufacture of semifinished sheets	11
5.3 Specimen manufacture	12
5.4 Calculation of steel-C/Epoxy laminate properties	13
5.5 Determination of the residual stress	14
5.6 Testing of mechanical properties	16
5.6.1 Steel-prepreg interface shear strength test	16
5.6.2 Interlaminar shear strength (ILSS) test	17
5.6.3 Tensile strength and elastic modulus measurement	18
5.6.4 Bending strength test	18
5.6.5 Lug bearing strength test	19
5.7 Fatigue tests of notched laminate specimens	20
6 CONCLUSIONS	23
7 SHRNU TÍ	25
7.1 Úvod	25
7.2 Cíle práce	26
7.3 Hlavní výsledky práce	26
7.3.1 Použité materiály	26
7.3.2 Výroba polotovarů	27
7.3.3 Výroba vzorků	27
7.3.4 Zkoušky mechanických vlastností	27
7.3.5 Únavové zkoušky vzorků s tupým vrubem	30
7.4 Závěr	31
REFERENCES	33
CURRICULUM VITAE	36
LIST OF PUBLICATIONS	36

1 INTRODUCTION

Composite materials have been subject of permanent interest of various industries specialists during last few decades. First military composite applications in aircraft industry during thirties and forties triggered off their commercial use after the Second World War. Use of modern composites enables significant structure weight reduction. Composites offer many advantages compare to alloys, specially high strength and stiffness, excellent fatigue properties and corrosion resistance. On the other side, they have several disadvantages like low fracture toughness and moisture absorption. In addition, inspections during the operation can be difficult and maintenance complicated or impossible. These arguments speak for use of aluminum alloys in primary aircraft structures and they are the reason why airworthiness authorities did not accept composite materials in wider scale.

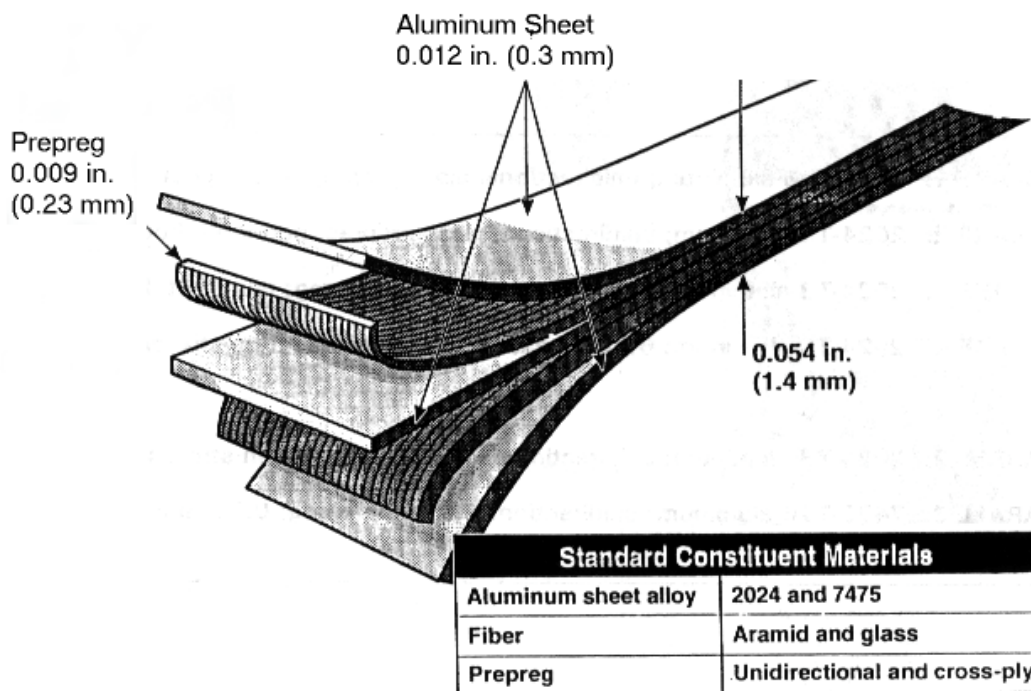


Figure 1.1: *FML concept (3/2 layup)*

During last few decades, many scientists were aiming their effort to develop a fatigue resistant material, which would keep low weight and good mechanical properties of aluminum alloys. Most successful in this field was team of Prof. Schjive at the Delft University of Technology, which developed fiber-metal laminates (FML) called ARALL[®] (Aramid Reinforced ALuminum Laminates) and GLARE[®] (GLASS REinforced) at the beginning of eighties. FML present a new group of aerospace materials that join advantages of aluminum alloys and composites having high strength and excellent fatigue properties. They are created by stacking thin aluminum sheets (0.2 - 0.5mm) and prepregs containing aramid or glass fibers. The concept is shown in Figure 1-1. GLARE and ARALL started to be produced commercially by the Structural Laminates Company formed by Alcoa and

Akzo at the beginning of nineties. Both types of FML were already used as a replacement of aluminum sheets in thin walled structural applications and also tested in thicker lay-ups for lug applications [7,9]. Selection of different types of laminate components together with the possibility to vary the volume fraction and fiber orientation offers unlimited number of material properties of the resulting product. Large scale investigation at the Delft University of Technology led to defining of most appropriate FML configurations that cover wide range of possible applications. ARALL was used for production of the C17 aft cargo door, GLARE for cargo floor applications of several Boeing 777 planes, lower wing panels of the Fokker 27 etc. [26,27]. Several FML test programs are under way at Airbus consortium and GLARE was chosen as the fuselage skin material of the new high capacity plane A3XX, which should enter the production line as the A380 in 2004.

Studies of carbon fiber use in FML concept were also preformed. Laminates called CARE (CARbon REinforced) are not commercially available at this time. Carbon fibers are relatively expensive, but thanks to growing volume of production, they become more available and the wide scale of their mechanical properties (strength, stiffness) makes them very attractive. In addition, the application of different alloys in FML concept is being studied e.g. titanium [5,24].

Following decade will show if the fiber-metal laminates will find their well-defined position among the structural materials in aerospace and another industrial areas.

2 PRESENT STATE IN THE FML FIELD

There are two types of FML currently available ARALL and GLARE. Their configuration is shown in Table 2.1. Another types are in phase of development and testing. Especially combination of aluminum alloys and carbon fibers called CARE looks promising [5]. The use of titanium alloys was also tested [24]. Available sources do not mention use of another kinds of alloys in FML concept.

Table 2.1: *Commercially produced types of FML*

	ARALL		GLARE			
	ARALL 1	ARALL 2	GLARE 1	GLARE 2	GLARE 3	GLARE 4
Alloy type	7075-T6	2024-T3	7075-T6	2024-T3	2024-T3	2024-T3
Metal sheet thickness [mm]	0.3	0.2-0.4	0.3	0.2-0.4	0.2-0.4	0.2-0.4
Type of fiber	aramid	aramid	R-glass	R-glass	R-glass	R-glass
Prepreg thickness [mm]	0.22	0.22	0.25	0.25	0.25	0.375
Fiber orientation					X (50/50)	X (70/30)

|| - uniaxial fiber orientation, 2 prepreg layers [0/0]

X (50/50) - biaxial fiber orientation, 2 prepreg layers [0/90]

X (70/30) - biaxial fiber orientation, 3 prepreg layers [0/90/0]

Excellent fatigue resistance of FML is attributed to crack bridging by undamaged fibers [17,18]. Crack bridging causes load transfer from the crack tip to fibers that act against crack opening as shown in Figure 2.1. This leads to stress intensity factor decrease. The efficiency of the crack bridging is influenced by laminate component properties like layer thickness, stiffness, quality of adhesion etc. and also by applied cyclic load.

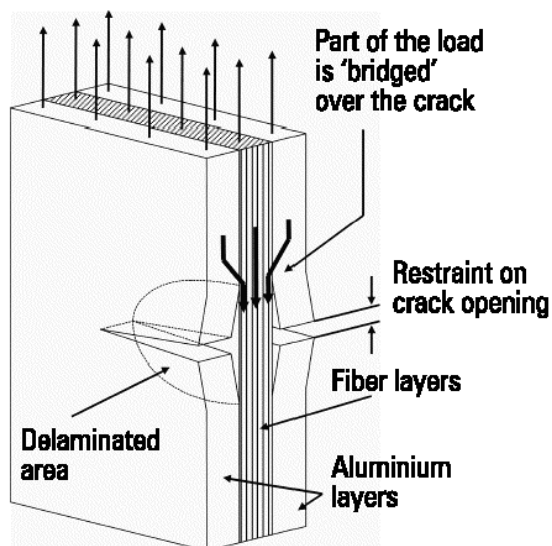


Figure 2.1: Crack bridging

2.1 GLARE

Laminates based on aluminum alloys and glass fiber/epoxy prepregs are currently the most available and cost-effective. Thin aluminum alloy sheets (0.2 -0.4mm) are used for this type of FML. Two types of alloys with different mechanical properties were chosen in order to cover wider range of applications. 2024-T3 alloy has very good fatigue resistance and high ductility, 7075-T6 or 7475-T76 have high strength, good fatigue properties and lower ductility.

Glass fibers with relative volume about 60% in epoxy matrix (3M, AF-163-2) form the optimal prepreg layer of FML. Prepregs are 0.125mm thick. Two prepregs are used together in most cases so the resulting thickness of prepreg layer in the laminate is 0.25mm. GLARE 4 presents one exception where three prepregs of total thickness 0.375mm are used. Basic mechanical properties of aluminum alloys and fibers used in FML are shown in Table 2.2.

Table 2.2: Mechanical properties of FML components

	Fiber			Prepreg			Aluminum alloy	
	aramid Twaron HM	glass R-glass	carbon T 300	aramid (50%)	glass (60%)	carbon (60%)	2024-T3	7075-T6
R_m [MPa]	2800	4400	3500	1400	2500	2100	455	538
$R_{p0.2}$ [MPa]	-	-	-	-	-	-	359	483
E [GPa]	125	84	230	62.5	51.6	138	72.5	71.1
ϵ_{ult} [%]	2.3	5.1	1.5	2.3	5.1	1.5	14	8
ρ [kg/m ³]	1450	2540	1770	1300	1980	1570	2780	2780

The surface of aluminum sheets is anodized and primed. This surface treatment provides good strength of the bond and good corrosion protection in case of eventual moisture penetration into the adhesive joint. Chromic or phosphoric acid anodizing is used. Al-cladding of outer laminate sheets can be used to increase the corrosion

resistance. At the end of curing cycle in autoclave (at increased temperature and pressure, depending on type of used matrix, usually around 120°C and 0.3-1MPa during 90 minutes) residual stress in all layers develops. It is caused by different thermal expansion coefficients of aluminum and prepreg. Tensile residual stress remains in aluminum layers and compressive in prepreg layers. This laminate condition is called 'as cured'. The orientation of the residual stress is possible to reverse by plastic deformation of entire laminate sheet. This procedure called 'post-stretching' is used mostly for laminates based on 7075-T6 and 7475-T76 that do not have fatigue properties as good as 2024-T3. Compressive residual stress in aluminum layers significantly improves the fatigue behavior of the laminate.

GLARE exhibits very good strength, especially in fiber direction. It has slightly lower stiffness compare to aluminum. Fatigue life of GLARE specimens is 10x-100x higher than of aluminum alloy [18,20]. Basic mechanical properties of GLARE are specified in Table 2.3.

Table 2.3: Mechanical properties of FML [6]

	t_{AL}	t_{pr}	R_m [MPa]	$R_{p0.2}$ [MPa]	E [GPa]	ρ [kg/m ³]
ARALL 1	0.30	0.22	897	535	67.5	2160
ARALL 2	0.30	0.22	849	411	68.3	2160
GLARE 1	0.30	0.25	1494	530	62.2	2420
GLARE 2	0.20	0.25	1670	416	60.9	2340
	0.30	0.25	1449	406	63.0	2420
	0.40	0.25	1295	399	64.5	2470
GLARE 3	0.30	0.25	849	382	51.3	2420

Note: All values are for longitudinal direction (L) and laminate thickness $t > 4\text{mm}$

2.2 ARALL

ARALL laminates are also based on thin aluminum alloy sheets in this case combined with prepregs containing Twaron HM aramid fibers produced by ENKA in epoxy matrix AF-163-2 that was developed specially for use in ARALL by 3M [18]. Prepregs are 0.215mm thick and the relative fiber volume is 50%. Higher fiber volume is not recommended due to decrease in adhesion between fibers and epoxy matrix and potential danger of fiber pull out from the matrix. Another disadvantage of aramid fibers is the low resistance to compressive deformation [6,18,20]. From this reason is necessary to 'post-stretch' the ARALL laminate sheets after curing and reverse the residual stress to tensile in prepreg layers and compressive in aluminum layers.

ARALL laminates are produced only with uniaxially oriented fibers. They exhibit lower strength but higher stiffness compare to GLARE. Fatigue resistance is best in case of asymmetric tensile cycle loading. Thanks to low density of aramid fibers

ARALL is the lightest of the currently produced types of FML. Most important mechanical properties of ARALL are specified in Table 2.3.

2.3 CARE

CARE is based on combination of thin aluminum alloy sheets and carbon fiber prepregs. Application of prepregs containing various carbon fibers from high strength to high modulus types was tested at Delft University of Technology.

The possibility of galvanic corrosion presents a potential problem when combining carbon fibers and aluminum. In spite of that the fibers in prepreg are covered by epoxy matrix, which should represent an isolating layer, direct contact between fiber and aluminum can occur. Two ways how to prevent the eventual galvanic cell formation were developed and tested so far [5]:

- aluminum sheets are covered by very thin (0.02mm) thermoplastic layer based on polyetherimide (PEI)
- thin glass fiber prepreg (0.1mm) isolates the carbon fiber prepreg on both sides

CARE laminates with uniaxially and biaxially oriented fibers were tested. They show similar strength as ARALL laminates. The stiffness of CARE strongly depends on the type of fibers used and can be as twice as high compared to ARALL or GLARE. Fatigue performance might be slightly lowered when PEI coating is used but fully comparable with fatigue performance of GLARE. Specific weight of CARE varies between values valid for ARALL and GLARE depending on applied type of carbon fibers and isolating layer. There is no version of CARE currently commercially available.

2.4 Titanium CARE or HTCL

An information about this group of laminates is mentioned in just few sources and is very brief. Series of tests was performed at Delft University at the beginning of nineties [5]. The material was named Titanium CARE. This type of FML is also subject of interest of scientists from NASA-Langley Research Center where FML research is performed since the middle of nineties under name Hybrid Titanium Composite Laminates (HTCL) [24]. The fatigue performance dramatically increased if compared with monolithic titanium according to both sources. For elevated temperature applications (150-400°C) use of polymeric matrices (e.g. Poly-Imide (PI) or Poly-Ether-Ether-Keton (PEEK)) is necessary. Thermally loaded components of hypersonic aircraft or space ships will be the potential applications of Ti-CARE or HTCL.

3 THESIS OBJECTIVES

The aim of this work is to study behavior of FML based on high strength steel and carbon fibers. Laminates of this type are not commercially produced at this time. Available literature does not contain any information about investigation of such kind of laminate. Steel-C/Epoxy laminate could be used for components that must exhibit high stiffness, good fatigue resistance and other characteristics like fire resistance, corrosion resistance etc. Necessary steps prior to testing include the proper material selection and determination of the manufacture technology. Following are the main areas of the investigation:

- determination of appropriate manufacture technology for steel-C/Epoxy laminates
- determination of basic mechanical properties
- conduction of laminate lug bearing strength tests
- study of blunt notched laminate specimen fatigue behavior

The testing of mechanical properties includes static tests of the interlaminar shear strength, tensile and bending strength according to European standards. In order to assess the laminate suitability for lug applications the bearing strength tests will be performed. Fatigue tests of blunt notched specimens will enable to study laminate behavior under constant amplitude cyclic loading. The influence of crack bridging fibers on the stress intensity factor will be evaluated.

This work should result in new findings in the FML field and contribute to wider use of modern composite materials in aerospace and other industrial areas.

4 APPLIED METHODS OF INVESTIGATION

The subtitle of this thesis indicates that the substantial part of the work performed was experimental. The experiment presents an essential portion of most studies in the field of material research. On the other hand, calculations became necessary part of every engineering work since the beginning of modern era. In general, it is possible to distinguish two basic groups of calculations. There are calculations performed in order to evaluate the experimental results and they present an inseparable part of the experiment. Statistical evaluation of experimental results is a clear example, but there are other calculations that support the evaluation of results (e.g. calculation of stress from measured values of force, determination of the elastic modulus requires measurement and evaluation of two variables - force and deformation and there are many more examples). The purpose of the second group of calculations is to substitute the experiment or at least to reduce its extent. They can be done based on either empirical relations or exact mathematical models. The further classification of this group of calculations can be on hand calculations and

computerized calculations. The use of a computer is necessary if the scale of the problem and required accuracy of the result make the classical hand calculation ineffective or even impossible. Sophisticated methods like the Finite Element Method and many others brought new dimensions to the engineering. They enable to simulate what is happening to the structure or fluid in steady state or over the time. There are still some limitations but they rapidly diminish as the methods improve. However, the main responsibility still lies on the engineer. He must decide what kind of physical interpretation and eventual simplifications to choose and what is often underestimated - he must correctly interpret the results. It is necessary to mention that very often, the experimentally determined data are used as input for such analyses and their correctness and accuracy is essential. Very valuable can be the comparison of experimental and calculated results. Especially in aerospace, the experiment (test of the aircraft structure) became a benchmark to confirm the correctness of the design and calculations.

5 MAIN RESULTS

5.1 Material selection

Both, steel and C/Epoxy prepreg selected are relatively well affordable and can be classified as the intermediate performance materials. Basic mechanical properties of 0.25mm thick AISI 301 stainless steel sheets and 0.14mm thick unidirectional Hexcel Composites carbon fiber/epoxy prepreg Strafil C-EP I-150/42 are specified in Table 5.1. The fibers contained in the prepreg are high strength (HS) grade. Relative volume of fibers in the prepreg is 60%. The matrix is advanced epoxy resin with curing temperature of 120°C and short curing time of 25 minutes. Two prepreg layers are used to form the fiber/epoxy layer in standard laminate configuration so the resulting thickness should be 0.28mm. Measured thickness of two uniaxially oriented prepreg layers after curing was 0.25mm.

Table 5.1: *Properties of laminate components*

Material	R_m [MPa]	$R_{p0.2}$ [MPa]	E [GPa]	ϵ_{ult} [%]	ρ [kg·m ⁻³]
AISI301 stainless steel	1635	1508	185	2.1	8030
Strafil C-EP I-150/42	>1900	-	>120	1.6	1570

5.2 Manufacture of semifinished sheets

Smaller size sheets (max. 250x150mm) were manufactured in a pressurized jig with silicone rubber membrane placed in hydraulic press. The top and bottom press plates are electrically heated. Use of an autoclave is necessary for sheets of larger dimensions. Prepregs are inserted between surface treated metal sheets (see section 5.6.1) and the eventual air pockets must be eliminated using roller in order to

provide flawless contact between the prepreg layer and metal. The cohesion of uncured laminate is relatively good because the prepreg surface is sticky. Uncured laminate sheet is placed to the jig. The curing process for this type of prepreg takes 25 minutes at 120°C and 0.3MPa. It is possible to place more laminate sheets to the jig at one time, if a separating film is put in between them.

Seven sheets of 2/1, 3/2 and 6/5 lay-up with uniaxially oriented fibers (0.75, 1.25 and 2.75mm thick, two prepreg layers [0/0] used to form the C/Epoxy layer) and two pieces of 6/5# with biaxially oriented fibers (4.3mm thick, four prepreg layers [0/90/0/90] used to form the C/Epoxy layer) were produced.

Three specimens (one of each thickness) were chosen for a test by ultrasonic scanner (C-scanner) at TU Delft. The scanner is capable to examine panels in two dimensions (longitude x and latitude y) using the transmission method. The ultrasonic sender and receiver were operating in the 10MHz-frequency range, which is suitable for most of the laminated products. The scanner should be able to find defects quantitatively within certain limits according to specification TDR-98-006. The 2/1 and 3/2 laminate sheets did not contain any internal defects. The 6/5 laminate had four defects. Two of them were classified as flaws because the area of defect was larger than 25mm². The two other defects were classified as indications because the area of defect was smaller than 25mm². The exact locations of flaws were marked on the laminate sheet and only portions without defects were used for specimen manufacture.

With respect to the outcome of the C-scan test (no defects in the 2/1 and 3/2 sheets and relatively small area of defects in 6/5 sheet) it was concluded that these would have minimal impact on the results of all the tests planned except the interlaminar shear strength test (ILSS). Therefore the specimens for ILSS test were made from the sheets checked by the C-scan and the remaining sheets were not scanned.

5.3 Specimen manufacture

Various cutting methods were tested from the classical machining to the modern techniques. In order to avoid delamination around the cut edges it is necessary to clamp the laminate between two tie-plates when machining methods like sawing or milling are applied. Intensive cooling is required to protect the epoxy matrix against burning. AISI 301 stainless steel has very low thermal conductivity. In addition, the tool wears faster due to cutting carbon fibers. Use of cut-off wheel was also tested. The tool wear is not a factor in this case but the heat generation is extremely high and in spite of intensive cooling matrix burning occurred.

Modern techniques, such as laser and abrasive water-jet cutting were tested too. Laser cutting is feasible but the cutting surface has very low quality. Thin droplets of

metal cover the lower half of the surface as shown in Figure 5.1. There is good experience with laser cutting of stainless steel and C/Epoxy composites separately. This effect of spitting is probably caused by fast development of gases from the burning epoxy matrix. These gases spit the melted metal around the location of the cut and portion of it remains on the surface of the laminate edge.

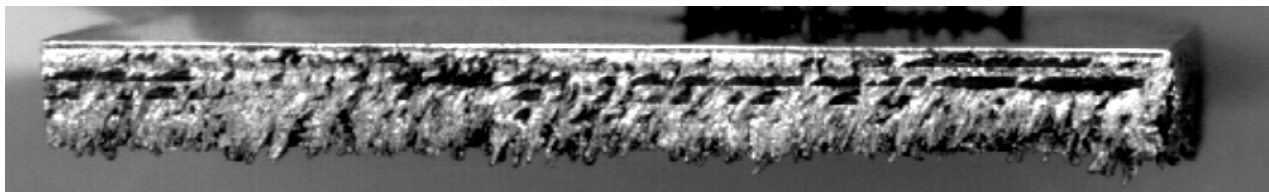


Figure 5.1: Surface of laminate 6/5 after laser cutting

The abrasive water-jet cutting shows as the most suitable method for this type of FML. The cutting surface has similar quality like in case of monolithic metals. Delamination does not occur when the cut starts at the laminate sheet edge. In case the cut starts in the middle of the sheet, local delamination of the bottom layer usually occurs when the water-jet shoots through the laminate. Therefore, when cutting holes or another shapes in the laminate sheet, it is necessary to drill a hole or clamp the laminate between two plates at the location where the cut starts.

5.4 Calculation of steel-C/Epoxy laminate properties

Simplified stress-strain curves of prepreg, steel and the laminate 6/5 are shown in Figure 5.2. It is possible to see two distinct portions of the relation. In the first one, both metal and prepreg layers behave elastically, in the second one, prepreg layers are deformed elastically and metal layers plastically. Second portion of the relation ends by fiber failure and laminate fracture. Calculated mechanical properties of AISI 301-C/Epoxy laminate are shown in Table 5.2.

Table 5.2: Calculated mechanical properties of laminate AISI301-C/Epoxy

Laminate	Metal volume fraction T	Elastic Modulus E_{lam} [GPa]	Tangential modulus $E_{y lam}$ [GPa]	Yield strength (0% ϵ_p) $R_{p0.0 lam}$ [MPa]	Yield strength (0.2% ϵ_p) $R_{p0.2 lam}$ [MPa]	Ultimate Strength $R_m lam$ [MPa]
2/1	0.67	163.6	46.2	1334	1426	1694
3/2	0.60	159.0	53.9	1296	1404	1716
6/5	0.55	155.8	59.4	1270	1389	1733
6/5#	0.35	103.8	42.5	846	931	1178

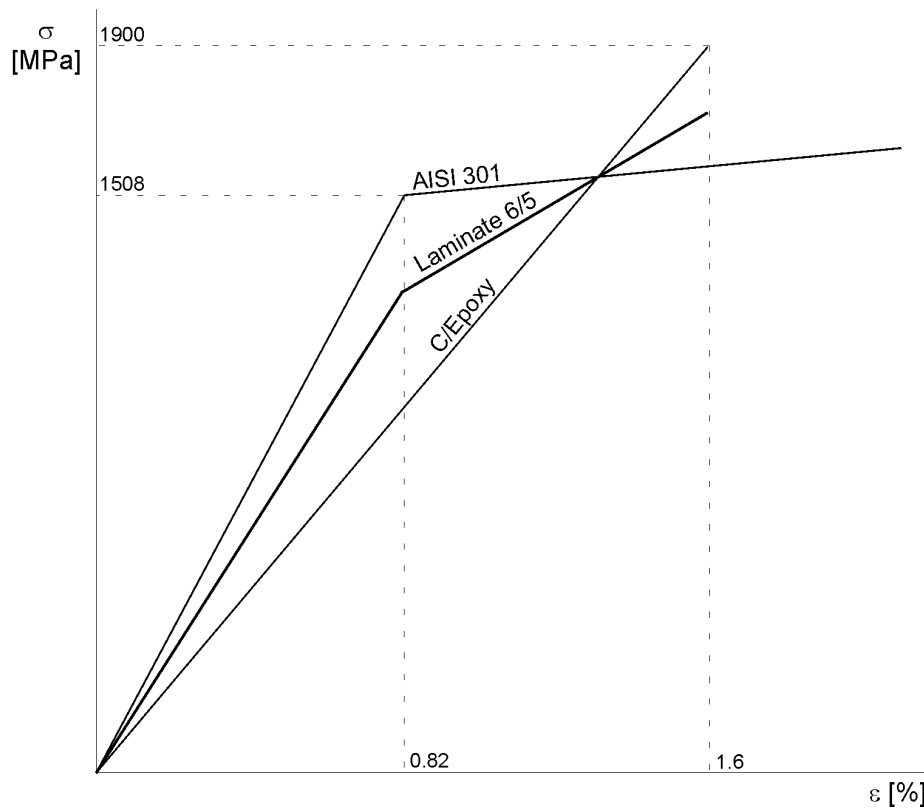


Figure 5.2: Simplified stress-strain relation of the laminate 6/5 and its components

5.5 Determination of the residual stress

The residual stress in the laminate will develop after cooling from the curing temperature (120°C). The mechanism how it develops was described in section 2.1. Table 5.3 shows a comparison of analytical results with the FEM calculation.

Table 5.3: Residual stress

Laminate	1-D calculation		2-D FEM analysis		Difference	
	σ_{pr} [MPa]	σ_{met} [MPa]	σ_{pr} [MPa]	σ_{met} [MPa]	[%]	[%]
2/1	-148.1	75.7	-148.1	74.0	0	2.2
3/2	-136.9	93.3	-137.2	92.1	0.2	1.3
6/5	-127.3	106.1	-130.9	110.5	2.8	4.1
6/5#	-53.9	100.6	-54.5	102.2	1.1	1.6

The residual stress has constant value in the particular laminate layer except the area near the free edges. The plane stress distribution ends in the distance approximately equal to the laminate thickness from the edge. In this region high stress gradients exist, residual interlaminar shear stress develops and it reaches maximum value at the free edge of the laminate.

The stress distribution in the proximity of the free edge was determined using the FEM computer code ANSYS 5.5. A simple two-dimensional model of the laminate

edge was built for each laminate configuration. Each layer was modeled by separate set of PLANE82 elements (quadrilaterals with midside nodes). The model was constrained by symmetric boundary conditions on the left side, the free edge was on the right end of the model. The loading was defined by a temperature drop from the reference temperature $T_{ref}=120^{\circ}\text{C}$ to the uniform temperature of the model $T_{unif}=20^{\circ}\text{C}$.

Table 5.4: Residual interlaminar stress in the proximity of the free edge

Laminate	No adhesive layers	0.02mm adhesive layers
	S_{xy} [MPa]	S_{xy} [MPa]
2/1	41.0	27.3
3/2	44.0	27.4
6/5	45.0	26.8
6/5#	31.6	19.9

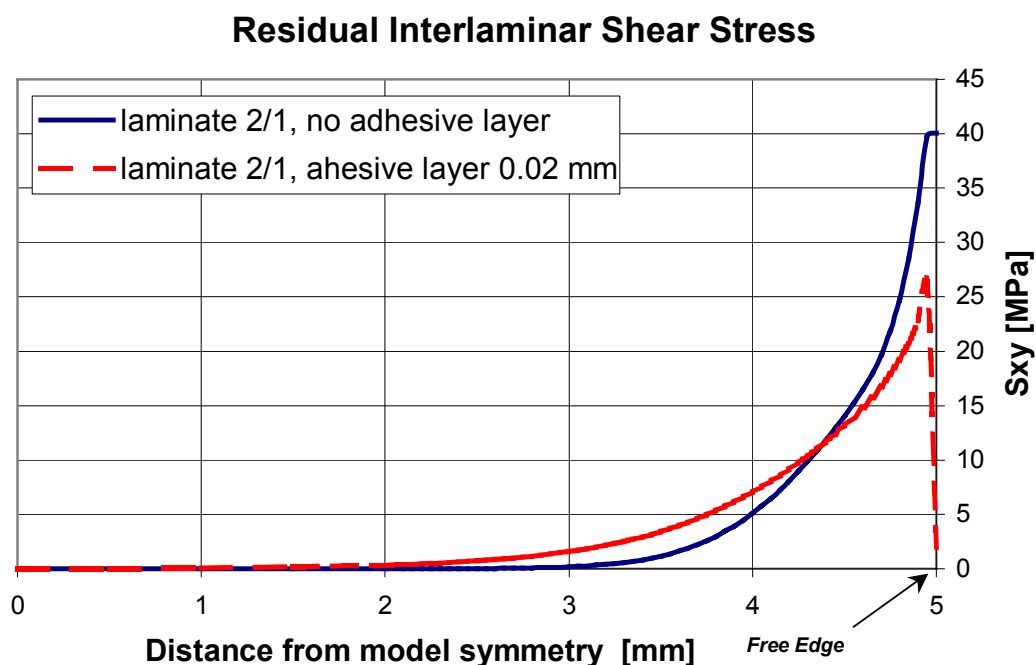


Figure 5.3: Interlaminar shear stress distribution along the length of 2/1 laminate models

Table 5.4 contains summary of the interlaminar stress results. It is necessary to mention that two types of model for each laminate thickness were finally built. The second type of the model includes also very thin layers (0.02mm) at the interface, which have epoxy matrix properties. This should simulate that the fibers concentrate more in the center and the matrix has higher concentration on the outer boundary of the prepreg layer. This fact has high influence on the interlaminar shear stress magnitude, due to significantly lower stiffness of the matrix compare to overall stiffness of C/Epoxy layer. Therefore, the model incorporating thin layers of adhesive should provide more realistic results. Table 5.4 shows about one third lower stress when the layers of adhesive are included in the model. The distribution

of the interlaminar shear stress along the model length is shown in Figure 5.3. It is possible to see very steep gradient of the stress near the edge, where on a distance less than 2mm the stress value changes from almost zero to the maximum value. All calculated values are well below the guaranteed interlaminar shear strength listed in the prepreg material specification, which is 80MPa.

5.6 Testing of mechanical properties

Basic mechanical properties tests including the tensile strength and elasticity modulus, bending strength, interlaminar shear strength and lug bearing strength measurements were performed. The universal testing machine Instron with built-in tensiometric force gauge up to 20 or 50kN and data acquisition system HBM Spider 8 connected to PC were used for all static tests.

Mean value, dispersion and standard deviation were determined for all measurements. Values of strength shown in this section are determined by subtracting triple of the standard deviation from the mean value. Such calculated numbers are guaranteed with 99.8% probability.

5.6.1 Steel-prepreg interface shear strength test

Study of the surface pretreatment influence on the steel-prepreg interface shear strength was examined prior to the series of laminate sheet manufacture. Table 5.5 contains results of the shear strength tests. Eight different treatments were applied on the surface of steel sheets based on in-house availability. C/Epoxy prepreg was used as an adhesive for the test specimens - simple lap joints according to EN 1465 standard. Specimen dimensions were according to the standard except the sheet thickness that remained identical with the sheet thickness used for the manufacture of the laminate. Set of seven specimens was tested and the results evaluated for each type of surface treatment.

Table 5.5: Shear strength of steel-prepreg interface

Surface treatment	1	2	3	4	5	6	7	8
Shear strength τ_u [MPa]	6.9	6.8	6.7	7.5	9.3	20.7	19.2	14.1

1 - degreasing in acetone + sandpaper 220

2 - degreasing in acetone + pickling in chromosulphuric acid

3 - degreasing in acetone + sandpaper 220 + pickling in HCl+H₂O₂+CH₂

4 - degreasing in acetone + pickling in HCl+H₂O₂+CH₂

5 - degreasing in acetone

6 - degreasing in acetone + sandblasting

7 - degreasing in acetone + sandblasting + coating with primer PFL 120

8 - degreasing in acetone + coating with primer PFL 120

It shows that the surface treatment no. 6 (sandblasting) resulted in highest shear strength. Unfortunately, the extent of sheet warping prevented the use of this pretreatment for FML sheet manufacture. The danger of remaining air pockets between individual heavily warped layers of the laminate during the curing process would be very high. From this reason, sandblasting was not used as the pretreatment for the laminate manufacture. Finally, the treatment no. 8 (coating by primer), that provides lower shear strength but does not cause unfavorable sheet warping, was selected as a compromise. This should not have any influence on the tensile strength or elastic modulus, but there can be some influence on the interlaminar characteristics of the laminate.

5.6.2 Interlaminar shear strength (ILSS) test

This test was conducted in accordance with EN 2563 standard. It is a three point bending test of short beam with small span length as shown in Figure 5.4. The specimen is loaded by shear stress and the shear failure (delamination) between layers should occur. The loading speed according to the standard was 1 mm/min. Laminate configurations 3/2 and 6/5 were tested. Specimen dimensions are 10x20mm, in both cases the thickness is different than 2 ± 0.2 mm defined in the standard. Therefore, it was necessary to determine the span length from the thickness using relation $L_V = 5h$ that is recommended by the standard for such cases. The interlaminar shear stress is then determined by the following equation:

$$\tau_u = \frac{3 \cdot P_R}{4 \cdot b \cdot h} \quad (1)$$

Where P_R is the maximum force, b is specimen width and h is specimen thickness.

Table 5.6: Interlaminar shear strength

Set of specimens	IA	IB	IC	ID
ILSS τ_u [MPa]	60.4	69.0	40.6	59.3

IA - laminate 3/2, longitudinally oriented fibers

IB - laminate 6/5, longitudinally oriented fibers

IC - laminate 3/2, transversely oriented fibers

ID - laminate 6/5, transversely oriented fibers

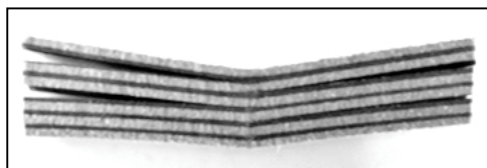


Figure 5.5: Delaminated specimen from 6/5 laminate

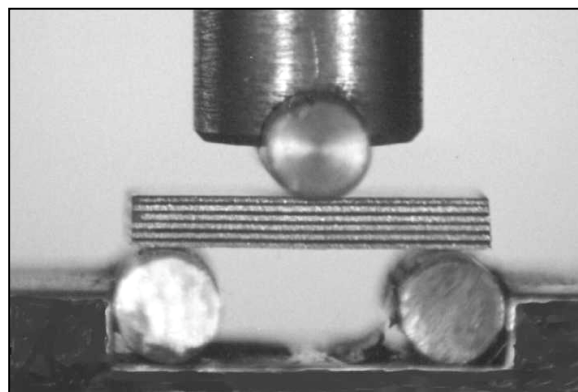


Figure 5.4: ILSS test

All tested specimens were damaged by multiple shear failure at the steel-prepreg interface as shown in Figure 5.5. Another type of failure such as bending or local buckling did not occur. The results show that the guaranteed interlaminar shear strength listed in the prepreg material specification (80MPa) was not exceeded. As expected the critical location from the delamination standpoint is the steel-prepreg interface.

5.6.3 Tensile strength and elastic modulus measurement

The tensile strength test was conducted in accordance with the European standard EN 2561. This standard contains methodology for testing unidirectional carbon fiber composites. Specimens have simple, rectangular shape with length of 250mm and width of 10mm. Considering the laminate structure (combination of orthotropic and isotropic layers of material) the choice of any standard for tensile strength testing is arguable. Test results and the type of fracture (see Figure 5.6), which was usually located far enough from the fixed ends, show that the specimen shape according to EN 2561 is fully sufficient. Seven specimens for each laminate thickness were tested. Loading speed of 2mm/min was used. The values of tensile strength and elastic modulus are specified in Table 5.7.

Table 5.7: Values of tensile strength and elastic modulus

Set of specimens	TO	TA	TB	TC
Tensile strength R_m [MPa]	1633	1571	1561	1598
Elastic modulus E [GPa]	184.8	162.6	159.8	154.6

TO - steel AISI 301

TA - laminate 2/1

TB - laminate 3/2

TC - laminate 6/5

Slightly lower measured values of tensile strength compare to calculated values are most probably caused by the residual stress. If we subtract the residual stress from the calculated values of ultimate strength, we obtain numbers that are very close to the measured values.

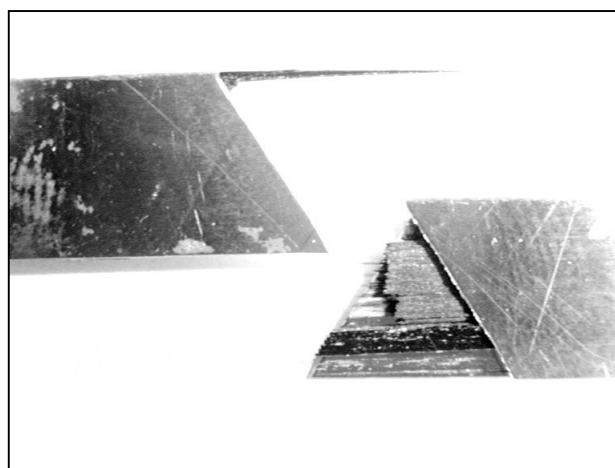


Figure 5.6: Ruptured specimen after tensile test

5.6.4 Bending strength test

The test was performed in accordance with EN 2562 which is a three point bending test with the span length of 80mm. The specimens are 100mm in length and 10mm in width. A set of seven specimens from the 6/5 laminate was prepared. Bending strength can be determined from the following formula:

$$\sigma_b = \frac{3 \cdot P_R \cdot L_V}{2 \cdot b \cdot h^2} \quad (2)$$

Where P_R is the maximum force, L_V is the span length, b is the specimen width and h the specimen thickness.

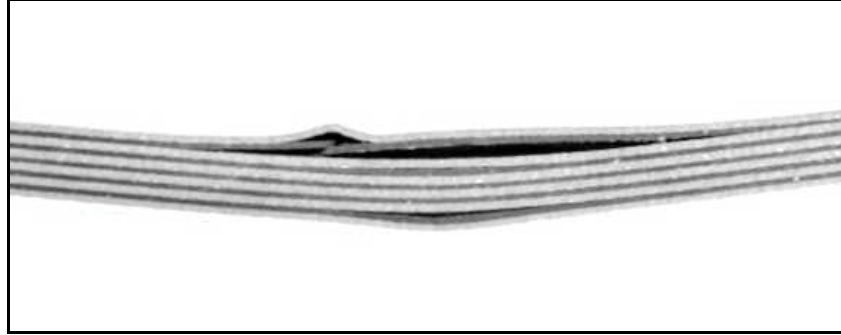


Figure 5.7: *Specimen after bending test*

The value of bending strength from the statistical evaluation is 1630MPa, which is very close value to the tensile strength of steel layers. The failure always occurred at the tension side of the specimen. The failure appeared on both specimen sides only in two cases, when the most compressed carbon layer failed and the metal layer buckled as shown in Figure 5.7. However, the bending strength in these two cases did not significantly differ from other measured values.

5.6.5 Lug bearing strength test

Specimens from the 6/5 laminate with unidirectionally oriented fibers and 6/5# with biaxially oriented fibers were manufactured. Two different lug dimensions were chosen to find out if any influence of lug size on the results exists. The smaller lug has the hole diameter equal to 5mm and the larger 9mm. In both cases the distance from the hole center to the lug edge is one and half times the hole diameter ($e/D=1.5$) and the specimen width is three times the hole diameter ($b/D=3$). This kind of lug geometry presents a typical configuration for bearing strength testing [9]. Four sets, each containing five specimens, were tested. Resulting values of maximum load and bearing strength are shown in Table 5.8. The specimen failure was in all cases by lug rupture as shown in Figure 5.8.

Table 5.8: *Bearing strength of laminate lug*

Specimen set	OTA	OTB	OTC	OTD
Ultimate bearing load F_{\max} [kN]	17.5	21.9	36.0	43.4
Lug bearing strength σ_{be} [MPa]	1359	1001	1481	1135

OTA -laminate 6/5 ($t=2.75$ mm), $b=15$ mm, $D=5$ mm, $e/D=1.5$

OTB -laminate 6/5# ($t=4.30$ mm), $b=15$ mm, $D=5$ mm, $e/D=1.5$

OTC -laminate 6/5 ($t=2.75$ mm), $b=27$ mm, $D=9$ mm, $e/D=1.5$

OTD -laminate 6/5# ($t=4.30$ mm), $b=27$ mm, $D=9$ mm, $e/D=1.5$

Maximum ultimate bearing load of steel lug of same dimensions, material and thickness equal to six metal layers would be approximately 20kN for hole diameter $D=5\text{mm}$ and 36kN for $D=9\text{mm}$. It is obvious that the contribution of prepreg layers is in the case of smaller lug negligible, for specimen set OTA is the bearing strength even slightly lower.

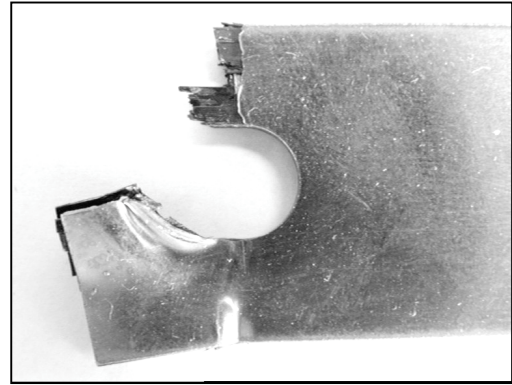


Figure 5.8: *Ruptured specimen OTC3*

This is probably consequence of local buckling of thin metal layers, which does not happen when monolithic material is used. In case of specimen set OTD prepreg layers contributed to ultimate bearing load by approximately 20%. It is possible to presume that for larger lug dimensions the contribution of prepreg layers to the ultimate bearing load will increase. The test results of larger size lug made of fiber-metal laminate GLARE show that the contribution of prepreg layers to the ultimate bearing load can range from 20 to 30% [7].

5.7 Fatigue tests of notched laminate specimens

Constant amplitude cyclic tests of notched specimens were carried out to study fatigue crack initiation and growth in the laminate. All tests were performed with the use of servo-hydraulic testing machine MTS 880 (110kN) controlled by Digital PDP 11/34 minicomputer at the Institute of Physics of Materials in Brno. A CCD camera with objective in macro mode was used to observe the fatigue cracks. Specimens with blunt notch (central hole) were manufactured from laminates 2/1, 3/2 and 6/5. The specimen width was 30mm, length 250mm and the hole diameter 9mm. The notch stress concentration factor is 2.45 for this type of geometry and isotropic material. Specimens were tested under cyclic loading with constant amplitudes. Testing was performed under load controlled sinus cycle with stress-cycle asymmetry ratio $R=0.04$, which is a slightly pulsating tensile loading. Cycle with $R=0$ is not suitable for this type of test due to possible buckling of thin specimens at minimal load values. Result data of fatigue tests enable to create the crack propagation curves as shown in Figure 5.9.

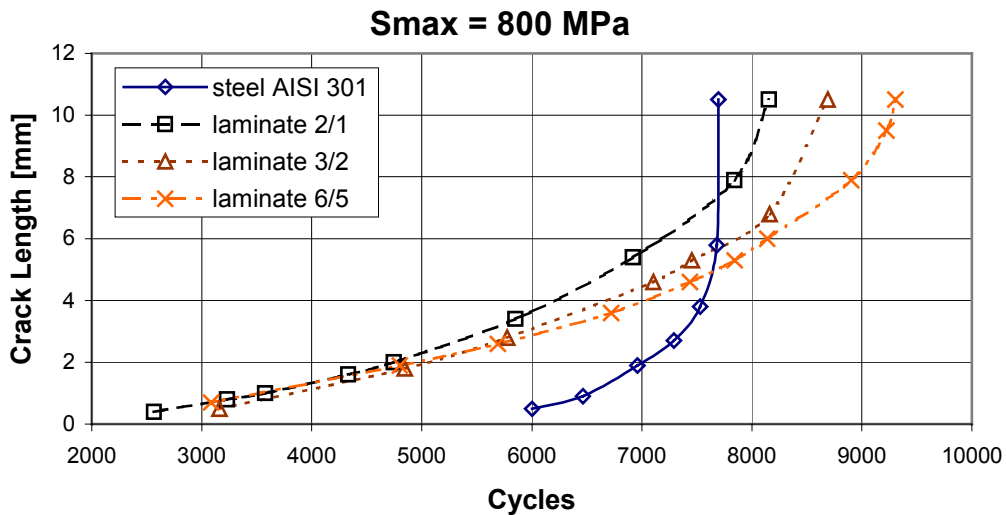


Figure 5.9: Crack propagation curves at 800MPa maximum stress

It is apparent that the crack initiation occurs earlier in the laminate than in monolithic steel sheet. This is caused mainly by lower stiffness of prepreg layers compare to metal layers. Therefore, metal layers in the laminate are loaded more than prepreg layers. Another factor is the residual stress after laminate curing. Tensile residual stress in metal layers and compressive stress in prepreg layers are the result of different thermal expansion coefficients and curing temperature. In spite of these two disadvantageous factors the fatigue behavior of investigated laminates is better than of monolithic steel specimens. Figure 5.10 shows the difference in crack propagation rate for all types of specimens.

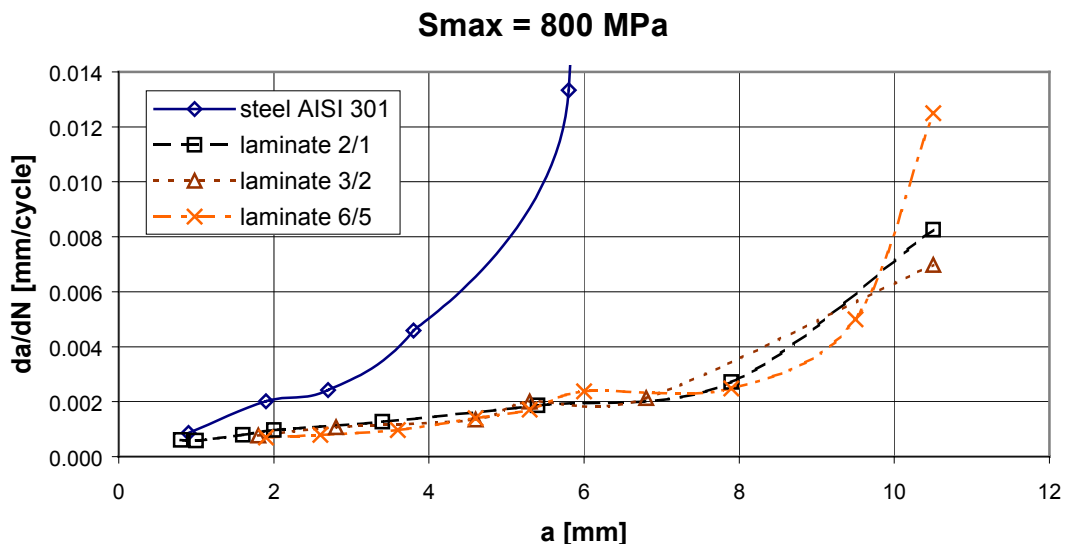


Figure 5.10: Crack propagation rate - crack length relation

Fatigue crack propagation speed in metals is a function of stress intensity factor K . In fiber-metal laminates is the stress intensity factor in metal layers decreased due to

crack bridging effect of fibers. The extent of K-factor decrease is depending mostly on fiber stiffness and adhesion between individual laminate layers. Exact analytical formulation of such K-factor decrease is complicated and was derived only for long cracks [18,39]. Following solution is relatively easy and sufficient for estimation of crack bridging effect [40]. If we call K_{met} the stress intensity factor in a monolithic specimen with crack, it is possible to determine the stress intensity factor in metal layers of the laminate as:

$$K_{met,lam} = K_{met} - K_{br} \quad (3)$$

We can determine the stress intensity factor decrease K_{br} from this equation if we know K_{met} and $K_{met,lam}$. K_{met} can be calculated using following formula:

$$K_{met} = C \cdot \sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot l} \quad (4)$$

Where C is a geometry factor related to finite specimen width, σ is applied stress and l is the sum of the crack length and hole radius. This relation is valid for cracks longer than 0.1 times the notch radius, where the influence of notch stress concentration on the stress distribution at the crack tip is insignificant [41].

The value of $K_{met,lam}$ is possible to estimate based on the knowledge of v-K curve for alloy used in the laminate:

$$K_{met,lam} = \left(\frac{v}{\alpha} \right)^{\frac{1}{\beta}} \quad (5)$$

Where $v = da/dN$ is crack propagation rate in the laminate, α and β are metal material constants.

Value of the stress intensity factor decrease in metal layers of the laminate is possible to obtain from the relation (3):

$$K_{br} = K_{met} - K_{met,lam} \quad (6)$$

Relative stress intensity factor decrease can be obtained as:

$$B = \frac{K_{br}}{K_{met}} \quad (7)$$

The relation of B , crack length and maximum stress of the cycle is shown in Figure 5.11. It is apparent that the stress intensity factor decrease K_{br} is greater with

growing length of the crack. Table 5.9 contains calculated values of B at crack length $a=6\text{mm}$.

Table 5.9: *Calculated values of the relative stress intensity factor decrease*

B at a=6mm	$\sigma_{\max}=600\text{ MPa}$	$\sigma_{\max}=700\text{ MPa}$	$\sigma_{\max}=800\text{ MPa}$	$\sigma_{\max}=1000\text{ MPa}$
laminate 2/1	0.18	0.37	0.32	0.24
laminate 3/2	0.37	0.41	0.32	0.26
laminate 6/5	0.31	0.37	0.29	0.27

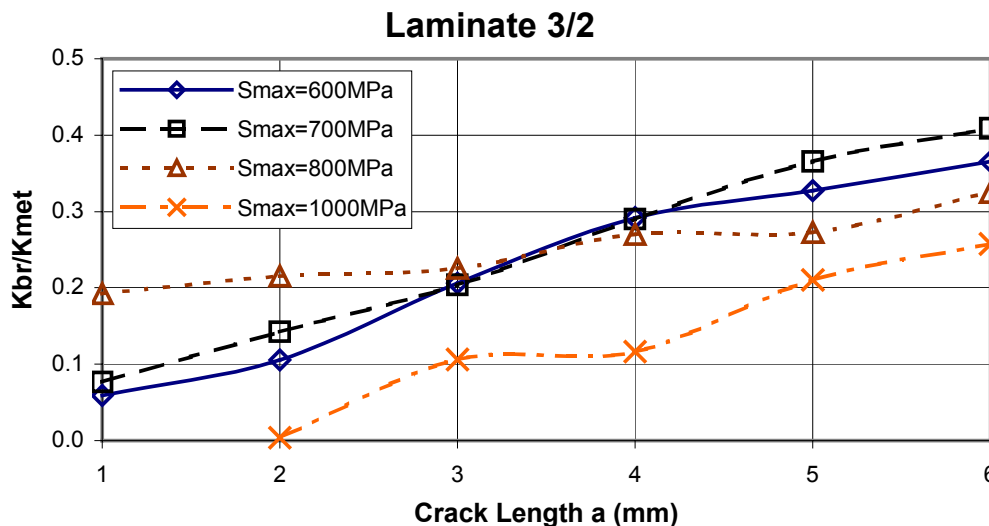


Figure 5.11: *Relative stress intensity factor decrease - crack length relation*

It is apparent that the stress intensity factor decrease K_{br} is greater for longer cracks. The ratio B varies from 0.18 to 0.41 for crack length 6 mm, which means that the stress intensity factor in metal layers is decreased due to crack bridging effect of fibers by 18 to 41%. Results of the calculation show significant decrease of the stress intensity factor in metal layers of the laminate. However, if compared with values of B determined in [40] it is obvious that results obtained for GLARE are noticeably better. Values of B varied between 0.75 and 0.8 for cracks in GLARE that are 6mm long, which is about twice more than values obtained during this study. Besides other facts like relatively low specimen fatigue life, this shows that the crack bridging was less effective compare to GLARE.

6 CONCLUSIONS

The basic objectives of the study were successfully carried out. Based on conclusions and discussion of particular problems that were solved, it is possible to make following general conclusions.

The materials applied as laminate components were selected properly. They are compatible from the ultimate strength, strain and stiffness standpoints. The manufacturing and testing of the laminate revealed that special attention is necessary to focus on the surface pretreatment of the steel sheets prior to laminate curing. Eight different types of pretreatments or their combinations were tested based on the in-house availability. Selected methods were mechanical or wet-chemical, in two cases also coating by primer was applied. The wet-chemical methods showed as ineffective for the shear strength of the steel-prepreg interface. The sandblasting resulted in highest shear strength, but caused extensive sheet warping that prevented use of this treatment for laminate manufacture. Therefore, other type of surface treatment (coating by primer PFL 120) was applied during the laminate manufacture. This treatment appeared as sufficient for static mechanical properties. However, with regard to the results of fatigue testing that are discussed further, it would be interesting to evaluate use of new methods like the Silicoater[®] procedure [37] that could well replace the sandblasting pretreatment.

Another task was to determine the manufacturing procedure for the laminate sheets. Only small size sheets were manufactured during this test program in a pressurized jig placed in hydraulic press. Selected manufactured sheets were examined by ultrasonic scanner with minimum flaws found. Various cutting methods were tested from the classical machining methods to the modern techniques. The abrasive water-jet cutting shows as the most suitable method for this type of FML.

The testing has demonstrated that it is possible to produce FML based on Steel-C/Epoxy with good mechanical properties. The laminate exhibits high tensile strength (1560MPa and more) and bending strength (1630MPa). The test of interlaminar shear strength showed also sufficient results. In order to assess the laminate suitability for lug applications the bearing strength tests were performed. It shows that the lug bearing strength is almost proportional to the metal volume fraction in the laminate. Prepreg layers contribute more to the bearing strength if the lug dimensions are larger.

It is possible to determine the basic mechanical properties with satisfactory accuracy by calculation based on simplified relations. The calculated and measured values of elastic modulus are practically identical with difference less than 1%. In case of tensile strength, there is a difference of 7 to 9% (123 to 155MPa), which roughly corresponds to the residual stress in the laminate. The relatively high residual stress that develops during the curing process cannot be reversed by post-stretching like in case of GLARE. The calculation of the residual stress showed very good agreement between hand calculation and FEA.

The fatigue tests of blunt notched specimens showed only moderate increase of the laminate specimen fatigue life compare to monolithic specimens. The crack

initiation in the laminate is earlier, but the crack propagation rate and stress intensity factor in the metal layers of the laminate show significant decrease if compared with monolithic material. In the case of longer cracks, the fatigue behavior of the laminate is distinctly better. Another important fact is that in some cases the failure of metal layers did not cause the failure of entire specimen. This happens, when the cyclic load is lower than the ultimate load of C/Epoxy layers in the laminate. It is possible to say that behavior of the laminate was more damage tolerant than behavior of monolithic sheets.

Some additional improvements increasing the adhesion between the laminate layers would be beneficial for increasing the fatigue resistance. Another possibility how to increase the fatigue resistance of the laminate could be the application of high modulus carbon fiber prepregs or prestressing of fibers during the curing procedure. Application of the three mentioned enhancements should result in obtaining of steel-C/Epoxy laminate with distinctly improved fatigue performance.

This work was supported by project GA 101/97/0308 - *Technology and Properties of Composite Materials for Applications in Aerospace and Orthopedic Prosthetics* funded by Grant Agency of the Czech Republic.

7 SHRNU TÍ

7.1 Úvod

Vláknokovové lamináty byly vyvinuty na přelomu sedmdesátých a osmdesátých let v Holandsku na univerzitě v Delftu. Představují skupinu materiálů určených především pro použití v únavově velmi namáhaných konstrukcích moderních dopravních letounů. Lamináty GLARE a ARALL jsou složeny z tenkých vrstev hliníkové slitiny a prepregů s jednosměrně nebo dvousměrně orientovanými skelnými či aramidovými vlákny (viz obr 1.1). Vznikne tak velmi pevný a únavově odolný materiál mezi jehož další přednosti patří nízká měrná hmotnost, výborná odolnost proti prohoření a průrazu. Prakticky jedinou výraznější nevýhodou oproti duralu jsou vyšší výrobní náklady. V devadesátých letech byla v Delftu zkoušena i kombinace duralu a titanu s uhlíkovými vlákny s poměrně dobrými výsledky [5]. Od poloviny devadesátých let probíhá výzkum únavového chování laminátů GLARE v rámci spolupráce s Delftskou univerzitou na Ústavu fyziky materiálů AV ČR v Brně. Pro ověření možnosti použití dalších materiálů v této koncepci byly provedeny výroba a zkoušky vláknokovových laminátů na bázi vysokopevnostní oceli a uhlíkových vláken v epoxidové matrici. Výsledky tohoto výzkumu jsou shrnuty v následujících odstavcích.

7.2 Cíle práce

Cílem práce je studium chování vláknokovových laminátů ocel-uhlík/epoxy. Dostupná literatura neobsahuje žádné informace o výzkumu takového typu laminátu. Laminát ocel-uhlík/epoxy by mohl být využit pro součásti, které musí vykazovat vysokou pevnost a tuhost, dobrou únavovou odolnost a další vlastnosti jako protipožární či korozní odolnost atd. Nutnými kroky před přistoupením ke zkouškám jsou vhodný výběr materiálu a technologie výroby. Následující body shrnují hlavní oblasti práce:

- stanovení vhodné technologie výroby laminátů ocel-uhlík/epoxy
- stanovení základních mechanických vlastností
- zkouška pevnosti laminátového oka na otláčení
- studium únavového chování vzorků laminátu s tupým vrubem

Zkoušky mechanických vlastností zahrnují statické zkoušky interlaminární smykové pevnosti, pevnosti v tahu a ohybu dle norem EN. Pro posouzení vhodnosti laminátu pro závěsy budou provedeny zkoušky oka na otláčení. Únavové zkoušky vzorků s tupým vrubem umožní studium chování laminátu při cyklickém zatěžování s konstantní amplitudou. Bude možno posoudit vliv vláken přemostřujících trhlinu na velikost součinitele intenzity napětí.

Práce by měla přinést nové poznatky v oblasti vláknokovových laminátů a přispět k širšímu využití moderních kompozitních materiálů v letectví případně dalších průmyslových odvětvích.

7.3 Hlavní výsledky práce

7.3.1 Použité materiály

Ze zkušeností s výrobou laminátů GLARE a ARALL plyne, že optimální tloušťka plechů pro použití v laminátu se pohybuje v rozmezí 0.2 - 0.5mm [20]. Plechy menších tloušťek jsou poměrně drahé a obtížně se s nimi pracuje. Tlustší plechy jsou nevhodné, jelikož tloušťka laminátu o nejnižším počtu vrstev (dvě kovové a jedna prepregová, dále jen 2/1) by byla příliš velká. Ocelové plechy použité pro výrobu laminátu jsou z materiálu AISI 301 o tloušťce 0.25mm. Mechanické vlastnosti z materiálového listu jsou uvedeny v tabulce 5.1. Použitý prepreg běžné kvality Strafil C-EP I-150/42 firmy Hexcel Composites má výrobcem uváděnou tloušťku po vytvrzení 0.14mm a obsahuje jednosměrně orientovaná uhlíková vlákna v epoxidové matrici. Pro standardní konfiguraci laminátu je použito vždy dvou vrstev prepregu na sobě, takže výsledná tloušťka prepregové vrstvy po vytvrzení by měla činit 0.28mm. Ve skutečnosti byla tloušťka dvou rovnoběžně orientovaných vrstev po vytvrzení 0.25mm.

7.3.2 Výroba polotovarů

Pro výrobu desek laminátu o menších rozměrech (max. 250x150mm) bylo použito přípravku s pryžovou membránou umístěného v hydraulickém lisu, jehož horní i dolní deska jsou odporově vyhřívány. Pro výrobu větších polotovarů je nezbytné použití autoklávu. Před umístěním do lisu jsou mezi povrchově upravené plechy umístěny prepregové vrstvy. Pomocí válečku je nutno odstranit eventuální vzduchové bubliny a zajistit tak kontakt mezi prepregovou vrstvou a kovem na celé ploše. Prepreg v nevytvrzeném stavu mírně lepí, takže soudržnost nevytvrzeného laminátu je poměrně dobrá. Vytvrzování prepregu probíhá po dobu 25 minut při teplotě 120°C a tlaku 0.3MPa. Do přípravku je možno umístit více desek na sebe oddělených separační fólií. Po vyjmutí vytvrzené desky z přípravku a jejím vychladnutí je možno přistoupit k výrobě zkušebních vzorků.

Tímto postupem bylo vyrobeno 7 kusů desek 2/1, 3/2 a 6/5 s jednosměrně orientovanými vlákny o tloušťkách 0.75, 1.25 a 2.75mm a 2 kusy 6/5# o tloušťce 4.3mm s dvousměrně orientovanými vlákny (v tomto případě bylo použito čtyř vrstev prepregu [0/90/0/90] které tvoří vrstvu C/epoxy).

7.3.3 Výroba vzorků

Bylo vyzkoušeno několik způsobů dělení laminátu od klasických obráběcích metod až po nejmodernější technologie. Při použití klasických obráběcích metod (řezání hrubým frézovacím kotoučem či pilou) je nutné sevření laminátu v místě řezu mezi příložky, aby se zabránilo delaminaci na okrajích laminátu. Dále je nutné intenzivní chlazení laminátu, aby nedocházelo k vypalování epoxidové pryskyřice. Použitá nerezová ocel AISI 301 má špatnou tepelnou vodivost. Při řezání uhlíkových vláken nastává i poměrně rychlé otupení obráběcího nástroje. Bylo vyzkoušeno i řezání tenkým rozbrušovacím kotoučem, u kterého sice nedochází k rychlému opotřebení, zato k ještě výraznějšímu ohřevu laminátu. Řezání laserem je proveditelné, plocha řezu však není příliš kvalitní, jelikož dolní polovina plochy řezu je potřísněna tenkými přitavenými kapkami (viz obr. 5.1). Jako nejvhodnější se jeví a pro výrobu vzorků byla použita metoda řezání vysokotlakým vodním paprskem s abrazivem. Kvalita řezu je obdobná jako u čistě kovového materiálu. K delaminaci nedochází pokud je laminát řezán od volného okraje. V případě nastřelení otvoru vodním paprskem dojde k lokální delaminaci spodní kovové vrstvy. Proto je nutné při řezání uzavřených vnitřních tvarů buď předvrtání otvoru, nebo sevření laminátu v místě nastřelení příložkami.

7.3.4 Zkoušky mechanických vlastností

Byly provedeny zkoušky pevnosti laminátu v tahu, měření modulu pružnosti, zdánlivé interlaminární smykové pevnosti a pevnosti oka na otlačení. Dále byly provedeny únavové zkoušky vzorků s tupým vrubem, při nichž byla sledována

iniciace a šíření trhlin. Pro statické zkoušky byl použit univerzální zkušební stroj Instron se zabudovaným tenzometrickým snímačem síly do 20 nebo 50kN a měřicí ústředna HBM Spider 8 připojená k PC.

Z naměřených hodnot byla vypočtena výběrová střední hodnota, rozptyl a směrodatná odchylka. Hodnoty pevnosti uváděné v tabulkách jsou vypočteny odečtením trojnásobku směrodatné odchylky od střední hodnoty. Takto vypočtená hodnota pevnosti bude zaručena s pravděpodobností 99.8%.

Zkouška pevnosti ve smyku rozhraní ocel-prepreg

Před výrobou série polotovarů bylo nutné vybrat optimální povrchovou úpravu plechů tak, aby byla zajištěna co nejlepší smyková pevnost mezi jednotlivými vrstvami laminátu. Bylo aplikováno osm různých povrchových úprav plechů a vyrobeny vzorky jednoduchých lepených spojů dle EN 1465 u nichž bylo použito prepregu jako lepidla. Pro každou povrchovou úpravu bylo vyrobeno sedm vzorků a výsledky byly statisticky vyhodnoceny. Z tabulky 5.5 je zřejmé, že nejlepších pevnostních vlastností spoje bylo dosaženo při použití postupu č. 6. Vzhledem k výrazným deformacím plechů po otryskání však tento postup pro výrobu laminátových desek nebyl zvolen. Namísto toho byl použit postup č. 8, který sice nevykazuje tak vysokou pevnost, ale k nežádoucím deformacím plechů při něm nedochází.

Zkouška interlaminární smykové pevnosti laminátu

Pro tuto zkoušku dle EN 2563 byly nařezány vzorky o rozměrech 10x20mm. Jedná se o zkoušku tříbodovým ohybem na krátkém nosníku s velmi malou roztečí podpor (viz obr. 5.4). Vzorek je namáhán smykovým napětím a k porušení dochází interlaminárním smykem (delaminací). Normou předepsaná rychlost zatěžování činila 1mm/min. Byly vyzkoušeny vzorky z laminátu 3/2 a 6/5. Vzhledem k tomu, že nebylo možno dodržet předepsanou tloušťku vzorku (dle normy výšku h), bylo nutno vypočítat vzdálenost podpor dle vztahu $L_V=5h$. Velikost interlaminární smykové pevnosti se pak určí ze vztahu (1), kde P_R je maximální síla, b je šířka a h je tloušťka vzorku. U všech zkoušených vzorků došlo k porušení násobným smykem na rozhraní prepreg-ocel (viz obr. 5.5). Ani v jednom případě nedošlo k porušení ohybem nebo lokální plastickou deformací. Výsledky v tabulce 5.6 potvrzují, že nebyla překročena zaručená interlaminární smyková pevnost prepregu, která je dle materiálového listu 80MPa. Jak bylo možno předpokládat, kritickým místem z hlediska delaminace je rozhraní ocel-prepreg.

Zkouška pevnosti v tahu

Zkouška pevnosti v tahu proběhla dle EN 2561. Norma je určena pro zkoušení jednosměrných uhlíkových kompozitů. Vzorky mají předepsanou délku 250mm a šířku 10mm. Vzhledem ke struktuře laminátu (kombinace ortotropních a

izotropních vrstev materiálu) je volba jakékoliv normy pro zkoušení tahové pevnosti diskutabilní. Výsledky zkoušek a především tvar lomu, ke kterému nedocházelo v místě uchycení (viz obr. 5.6), vypovídají o tom, že tvar vzorků dle EN 2561 je v plné míře dostačující. Opět jako v předchozích případech bylo zkoušeno 7 vzorků pro každou tloušťku laminátu. Použitá rychlost zatěžování dle normy byla 2mm/min. Hodnoty pevností v tahu a modulů pružnosti jsou uvedeny v tabulce 5.7.

Zkouška pevnosti v ohybu

Jedná se o zkoušku třibodovým ohybem dle EN 2562 s roztečí podpor 80mm. Vzorky mají délku 100mm a šířku 10mm. Byla zkoušena sada sedmi vzorků z laminátu 6/5. Ohybovou pevnost lze vypočítat ze vztahu (2), kde P_R je maximální síla, L_V je rozteč podpor, b je šířka a h je tloušťka vzorku. Pevnost v ohybu činí 1630MPa, což je hodnota velmi blízká tahové pevnosti kovových vrstev laminátu. K porušení vzorků došlo ve většině případů na tahové straně. Pouze ve dvou případech došlo jak k porušení kovové vrstvy na tahové straně tak i ke ztrátě stability na tlačené straně vzorku (viz obr. 5.7). Hodnoty pevnosti se v těchto dvou případech výrazně nelišily od ostatních.

Zkouška pevnosti oka na otláčení

Pro zkoušku pevnosti oka byly vyrobeny vzorky z laminátu 6/5 s jednosměrně orientovanými vlákny a z laminátu 6/5# s vlákny překříženými. Rozměry oka byly zvoleny ve dvou variantách, aby bylo možno alespoň zhruba posoudit vliv velikosti vzorku na výsledky. Menší oko má průměr otvoru 5mm a větší 9mm. V obou případech byla zvolena vzdálenost od středu otvoru k okraji oka jako jedenapůlnásobek průměru otvoru ($e/D=1.5$) a šířka vzorku o velikosti trojnásobku průměru otvoru ($b/D=3$). Takto zvolená geometrie oka představuje typickou konfiguraci pro zkoušky pevnosti na otláčení [9]. Byly vyzkoušeny čtyři sady po pěti kusech vzorků. Výsledné hodnoty únosnosti a pevnosti oka na otláčení jsou uvedeny v tabulce 5.8. K porušení vzorků ve všech případech došlo roztržením oka (viz obr. 5.8). Maximální únosnost oka o stejných rozměrech a tloušťce odpovídající šesti kovovým vrstvám by činila zhruba 20kN pro $D=5$ mm a 36kN pro $D=9$ mm. Z výsledků je zřejmé, že podíl prepregových vrstev na únosnosti laminátu je v případě menšího otvoru prakticky zanedbatelný, v případě OTA je hodnota pevnosti na otláčení dokonce nepatrně nižší. To je zřejmě následek lokální ztráty stability tenkých kovových vrstev, ke kterému u homogenního materiálu nedochází. V případě sady vzorků OTD se vrstvy prepregu podílejí na únosnosti zhruba 20%. Lze předpokládat, že při větších rozměrech oka dojde i ke zvýšení podílu prepregových vrstev na únosnosti laminátu. Výsledky zkoušek oka o větších rozměrech vyrobeného z laminátu GLARE ukazují, že podíl prepregových vrstev na únosnosti laminátu se může pohybovat mezi 20 až 30% [7].

7.3.5 Únavové zkoušky vzorků s tupým vrubem

Únavové zkoušky byly provedeny na servohydraulickém stroji MTS 880 (110kN) řízeným počítačem Digital PDP 11/34 na ÚFM AV ČR. Pro sledování únavových trhlin bylo použito CCD kamery s objektivem v režimu macro. Pro únavové zkoušky byly vyrobeny vzorky s centrálním otvorem z laminátů 2/1, 3/2, 6/5. Šířka vzorků byla 30mm, délka 250mm a průměr otvoru 9mm. Součinitel koncentrace napětí ve vrubu je pro tuto geometrii vzorků v případě izotropního materiálu roven 2.45. Vzorky byly zkoušeny při různých amplitudách zatížení. Materiál byl zatěžován sinusovým cyklem v režimu řízené síly s parametrem asymetrie cyklu $R=0.04$. Jedná se o pulzující zatížení tahem velmi blízké mívivému cyklu. Čistě mívivý cyklus pro tento typ zkoušek není vhodný z důvodu možného vybočování tenkých vzorků při hodnotách zatěžující síly blízkých se nule. Výsledkem zkoušek jsou křivky šíření trhliny při konstantní amplitudě napětí (viz obr. 5.9).

Je zřejmé, že k iniciaci únavových trhlin dochází u laminátů dříve než u vzorků z plechu. To je způsobeno především vlivem nižší tuhosti prepregových vrstev v porovnání s vrstvami z oceli. Kovové vrstvy v laminátu jsou proto zatíženy více než prepregové. Dalším faktorem je zbytkové pnutí v laminátu po vytvrzení. Z důvodu rozdílných součinitelů teplotní roztažnosti je po vytvrzení v kovových vrstvách tahové a v prepregových tlakové zbytkové napětí. Jeho velikost v kovových vrstvách se pohybuje od 75 do 115MPa, v závislosti na počtu vrstev laminátu. Navzdory těmto dvěma nepříznivě působícím vlivům je únavové chování zkoumaných laminátů ve většině případů lepší než vzorků z oceli. Z obr. 5.10 je patrný rozdíl v rychlosti šíření trhlin u jednotlivých typů vzorků.

Rychlost šíření únavových trhlin v kovech je funkcí faktoru intenzity napětí. Ve vlákno kovových laminátech je faktor intenzity napětí v kovových vrstvách snížen vlivem přemostění trhliny vlákny. Velikost poklesu závisí především na tuhosti vláken a adhezi mezi jednotlivými vrstvami laminátu. Přesné analytické vyjádření poklesu faktoru intenzity napětí v laminátech je velmi komplikované a bylo odvozeno pouze pro dlouhé trhliny [18,39]. Následující řešení je poměrně jednoduché a pro výpočet plně dostačující [40]. Označíme-li faktor intenzity napětí v monolitickém vzorku s trhlinou K_{met} , lze faktor intenzity napětí v kovových vrstvách laminátu vyjádřit pomocí rovnice (3). Z tohoto vztahu lze při znalosti K_{met} a $K_{met,lam}$ určit hodnotu poklesu faktoru intenzity napětí K_{br} .

Hodnotu K_{met} lze vypočítat dle vztahu (4), kde C je geometrický faktor zohledňující vliv konečné šířky tělesa, σ aplikované napětí a l je součet délky trhliny a poloměru otvoru. Tento vztah platí pro trhliny delší než je 0.1 násobek poloměru vrubu, kdy vliv součinitele koncentrace napětí v okolí otvoru již nemá podstatný vliv na rozložení napětí na čele trhliny [41]. Hodnotu $K_{met,lam}$ lze odhadnout na základě znalosti v-K křivky pro kov použitý v laminátu (5), kde $v = da/dN$ je rychlost šíření únavové trhliny v laminátu, α a β jsou materiálové konstanty kovu. Hodnotu poklesu

faktoru intenzity v kovových vrstvách laminátu pak lze vyjádřit ze vztahu (6). Poměrný pokles faktoru intenzity napětí lze vyjádřit jako (7).

Závislost B na délce trhliny a maximálním napětí cyklu je patrná z obr. 5.11. Je zřejmé, že pokles faktoru intenzity napětí K_{br} je výraznější pro delší trhliny. Poměr B se pro délku trhliny 6mm pohybuje v rozmezí 0.18 až 0.41 (viz tabulka 5.9) což znamená, že faktor intenzity napětí v kovové vrstvě byl vlivem vláken snížen o 18 až 41%.

7.4 Závěr

Vytyčené cíle práce byly splněny. Na základě dílčích závěrů a diskuse v rámci jednotlivých řešených problémů je možné učinit následující celkové závěry.

Materiály vybrané jako složky laminátu jsou kompatibilní z hlediska pevnosti, mezní deformace i tuhosti. Výroba a zkoušky laminátu ukázaly, že zvláštní pozornost je nutno věnovat povrchové úpravě ocelových plechů. Ačkoli pískování vedlo k nejvyšší smykové pevnosti rozhraní ocel-prepreg nebylo použito z důvodu výrazných deformací plechů po otryskání. Proto byla během výroby laminátu aplikována jiná povrchová úprava (nátěr primerem PFL 120), která se jevila jako dostatečná z hlediska statických mechanických vlastností. Ovšem s ohledem na výsledky únavových zkoušek laminátu by bylo vhodné vyzkoušet použití nových metod, jakou je např. metoda zvaná Silicoater[®] [37], která by mohla pro tuto aplikaci dobře nahradit pískování.

Dalším úkolem bylo stanovení vhodné technologie výroby laminátu. V rámci této studie byly vyrobeny pouze desky menších rozměrů v přípravku umístěném v hydraulickém lisu. Bylo vyzkoušeno několik způsobů dělení laminátu od klasických obráběcích metod až po nejmodernější technologie. Jako nejvhodnější se jeví a pro výrobu vzorků byla použita metoda řezání vysokotlakým vodním paprskem s abrazivem.

Z výsledků provedených zkoušek lze konstatovat, že laminát vykazuje dobré mechanické vlastnosti, především vysokou pevnost v tahu (1560MPa a více) a ohybu (1630MPa). Zkouška interlaminární smykové pevnosti prokázala také dostatečné výsledky. Pevnost oka na otláčení je úměrná objemovému podílu kovu v laminátu. Lze očekávat vyšší podíl prepregových vrstev na únosnosti při větších rozměrech oka.

Stanovení základních mechanických vlastností výpočtem na základě zjednodušených vztahů je možné s dostatečnou přesností. Vypočtené a naměřené hodnoty modulu pružnosti jsou prakticky totožné, rozdíl je menší než 1%. V případě pevnosti v tahu činí rozdíl 7 až 9% (123 až 155MPa), což zhruba odpovídá

zbytkovému napětí v laminátu. To vznikne po vytvrzení laminátu a není možno změnit jeho orientaci plastickou deformací jako u GLARE. Výpočty zbytkového napětí analyticky a pomocí metody konečných prvků vykazují velmi dobrou shodu.

Na základě studia únavového chování vzorků s tupým vrubem lze říci, že došlo jen k mírnému zvýšení únavové životnosti u vzorků z laminátu v porovnání se vzorky z plechu. Iniciační trhlin je v laminátu dřívější, ovšem rychlosti šíření trhlín a faktor intenzity napětí jsou nižší v porovnání s monolitním materiálem. V případě trhlín větších délek je únavové chování laminátu výrazně lepší než je tomu u monolitního materiálu. Další důležitou skutečností je, že v některých případech neznamenal porucha kovových vrstev celkovou poruchu laminátu. K tomu dojde pokud je cyklické zatížení nižší než pevnost vrstev uhlík-epoxy v laminátu. Z těchto důvodů lze říci, že laminát je více odolný proti únavovému poškození v porovnání s ocelovými plechy.

Další zlepšení únavových vlastností laminátu je možné především zlepšením adheze mezi jednotlivými vrstvami, použitím prepregu s vlákny o vyšší tuhosti, případně i předepnutím vláken během vytvrzování. Provedení takových úprav by mělo mít za následek laminát ocel-C/epoxy s výrazně lepším únavovým chováním.

Práce vznikla za podpory grantu Grantové agentury ČR, GA 101/97/0308 - *Technologie a vlastnosti kompozitních materiálů pro aplikace v letectví a ortopedické protetice.*

REFERENCES

- [1] *Middleton, D. H.:* Composite Materials in Aircraft Structures. 1-st ed., Burnt Mill, Longman Scientific & Technical, 1990, 394 str., ISBN 0-582-01712-2
- [2] *Bareš, R. A.:* Composite Materials, in Czech: Kompozitní materiály, 1-st ed., Praha, SNTL, 1988, 328 p.
- [3] *Liao, K., Reifsnider, K. L.:* Design of a Composite Hip Prosthesis for Long-Term Performance. In Stephens R. I. Case Studies for Fatigue Education, ASTM STP 1250, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1994, pp. 32-52.
- [4] *Vašek, A.:* Comparative Fatigue Test of Aluminum and Composite Pipe for Leg Prosthesis Manufacture, in Czech: Srovnávací únavová zkouška duralové a kompozitové trubky pro výrobu totální náhrady dolní končetiny, Report VZ 879/1026, UFM AV ČR, 1997, 8 p.
- [5] *Vermeeren, C.A.J.R.:* The Application of Carbon Fibres in ARALL Laminates, Report LR-658, TU Delft, 1991, 38 p.
- [6] *Vašek, A.:* Optimization of Mechanical Properties of Fiber-Metal Laminates, in Czech: Optimalizace mechanických vlastností vlákno-kovových laminátů, Conmet 94, 1-st ed., Brno, Conmet Ltd., 1994, pp. 112-117
- [7] *Vašek, A., Dymáček P., Vogelesang, L.B., Mattousch A.:* Static Strength of Attachment Fitting Lug Made of GLARE 2 Laminate for Extended Version of L 610 Aircraft, in Czech: Pevnost oka závěsu křídla vyrobeného z laminátového kompozitu GLARE 2 pro prodlouženou verzi letounu L 610, Report VZ 861/1008, UFM AV ČR, Brno, Oct. 1995, 16 p.
- [8] *Kuneš, I.:* Elastoplastic FEM Modeling of ARALL and GLARE Laminates, Report LR-742, TU Delft, 1993, 66 p.
- [9] *Mattousch, A.:* Structural Application of Stacked GLARE – Design, Production and Testing of the CN-235 Forward Attachment Fitting Lug, Master Thesis, TU Delft, 1992, 108 p.
- [10] *Peterka, J.:* Bonding of Structural Materials in Engineering, in Czech: Lepení konstrukčních materiálů ve strojírenství, 1-st ed., Praha, SNTL, 1980, 792 p.
- [11] *Sinke, J.:* Manufacturing of Components of Fibre-Metal Laminates, An Overview, Report LR-670, TU Delft, Dec. 1991, 22 p.
- [12] *Praag, R.V., Sinke, J.:* Manufacturing Fibre-Metal Laminates, Part 2: The Forming Properties, Report LR-755, TU Delft, Feb. 1994, 84 p.
- [13] *Schjive, J., Vlot, A.:* Damage and Fatigue Crack Growth of Aircraft Materials and Structures, Dictaat 29, TU Delft, Feb. 1996, 309 p.
- [14] *Schjive, J.:* Fatigue, Static Tensile Strength and Stress Corrosion of Aircraft materials and Structures Part I and II, Report LR-630, TU Delft, Mar.1990, 223 a 119 p.
- [15] *Vermeeren, C.A.J.R.:* The Blunt Notch Behaviour of Metal Laminates: ARALL and GLARE, Report LR-617, TU Delft, Jan. 1990, 25 p.

- [16] *Verolme, J.L.*: The Compressive Properties of GLARE, Report LR-666, TU Delft, Nov. 1991, 39 p.
- [17] *Fredell, R., Vlot A., Verbruggen, M.*: Fatigue and Residual Strength Characteristics of Fiber Metal Laminates Subjected to Incidental Damage, Report LR-708, TU Delft, Dec. 1992, 21 p.
- [18] *Marissen, R.*: Fatigue Crack Growth in ARALL a Hybrid Aluminium-Aramid Composite Material, Report LR-574, TU Delft, June 1988, 328 p.
- [19] *Tomter, R.*: Constant Amplitude Fatigue of ARALL 2 and GLARE 2, Thesis TU Delft, Mar. 1991, 85p.
- [20] *Roebroeks, G.H.J.J.*: Towards GLARE - The Development of Fatigue Insensitive and Damage Tolerant Aircraft Material, Ph.D. Thesis, TU Delft, 1991, 260 p.
- [21] *Müller, R.P.G.*: An Experimental and Analytical Investigation on the Fatigue Behaviour of Fuselage Riveted Lap Joints, Ph.D. Thesis, TU Delft, 1995, 516 p., ISBN 90-9008777-X
- [22] *Hashagen, F.*: Numerical Analysis of Failure Mechanisms in Fibre Metal Laminates, Ph.D. Thesis, TU Delft, 1998, 164 p., ISBN 90-407-1758-3
- [23] Research in Materials Science and Technology, Annual Report 1998, Materials Institute, TU Delft, Apr. 1999, pp. 189-199, ISBN 90-407-1907-1
- [24] *Johnson, W.S., Cobb, T.Q., Lowther, S., St. Clair, T.L.*: Hybrid Titanium Composite Laminates: A New Aerospace Material, Georgia Institute of Technology and NASA-Langley Research Center, 1998, 3 p.
- [25] *Verbruggen, M.L.C.E.*: Aramid Reinforced Laminates: Adhesion Problems and Environmental Effects, Ph.D. Thesis, TU Delft, Nov. 1986, 156 p.
- [26] *Vogelesang, L.B., Gunnink, J.W, Roebroeks, G.H.J.J., Müller, R.P.G.*: Towards the Supportable and Durable Aircraft Fuselage Structure, In Estimation, Enhancement and Control of Aircraft Fatigue Performance, Volume I, TU Delft, 270 p.
- [27] *Vogelesang, L.B., Schijve, J.*: Fibre Metal Laminates: Damage Tolerant Aerospace Materials, In Case Studies in Manufacturing with Advanced Materials, Volume 2, TU Delft, pp. 259-260
- [28] *Li, Z., Lee, R., Chen, M., Tong, P.*: Mechanical Behavior of Composite Member Reinforced Concrete Columns, 5-th International Conference on Composites Engineering, International Community for Composites Engineering & College of Engineering, University of New Orleans, Las Vegas, U.S.A., 1999, pp. 551-560
- [29] *Menon, S., Cercone, L., Policelli, F.*: Composite Adherent in Joining Concrete Structures, 5-th International Conference on Composites Engineering, International Community for Composites Engineering & College of Engineering, University of New Orleans, Las Vegas U.S.A. 1999, pp. 615-616
- [30] *Mueller, L.*: ARALL - An Update, ALCOA, Aerospace Engineering, Dec. 1987, pp. 33-40

- [31] *Vlot, A., Fredell, R.S.*: Impact Damage Resistance and Damage Tolerance of Fibre Metal Laminates, Proceedings of ICCM9, Madrid, 1993
- [32] Booklet of Structural Laminates Company, New Kensington, PA, USA
- [33] *Pagano, N.J.*: Stress Fields in Composite Laminates, Int. J. Solid Structures, 1978, Vol. 14, pp. 385-400
- [34] *Dong, S.B., Goetschel, D.B.*: Edge Effects in Laminated Composite Plates, Journal of Applied Mechanics, Mar. 1982, Vol. 49, pp. 129-135
- [35] *Wang, S.S., Choi I.*: Boundary-Layer Effects in Composite Laminates, Part 1 and 2, Journal of Applied Mechanics, Sept. 1982, vol. 49, pp. 541-560
- [36] *Vlot, A., Vogelesang, L.B., de Vries, T.J.*: Towards Application of Fibre Metal Laminates in Large Aircraft, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1999, vol. 71, no. 6, pp. 558-570
- [37] *Budde, L., Luschen, R., Hennemann, O.D.*: Adhesive Bonding of Stainless Steel, in Geiger, M. et all, Sheet Metal, 1st ed., Friedrich-Alexander-University, 1999, pp. 415-422
- [38] *Meloun, M., Milítký, J.*: Statistical Evaluation of Experimental Data, in Czech: Statistické zpracování experimentálních dat, 5-th ed., Praha, East Publishing, 1998, 839 p., Ars Magna, ISBN 80-7219-003-2
- [39] *Vášek, A., Prášilová, A.*: The Stress Intensity Factor in Laminate Composite GLARE, in Czech: Součinitel intenzity napětí laminátového kompozitu GLARE, Inženýrská mechanika, 2000, vol. 7, no.3, pp. 1-9
- [40] *Prášilová, A.*: Fatigue Crack Initiation and Early Growth in Fiber-Metal Laminates, Master Thesis, Brno University of Technology, Brno, 1996, 92 p.
- [41] *Suresh, S.*: Fatigue of Materials, 1st ed., London, Cambridge University Press, 1991, 586 p., ISBN 0521365104
- [42] *Klesnil, M., Lukáš, P.*: Fatigue of Metallic Materials, 1-st ed., Praha, Academia, 1975, 224 p., ISBN 509-21-857

CURRICULUM VITAE

Petr Dymáček was born in Brno, Czech Republic, on March 25, 1972. In 1990, after finishing the secondary technical school he started to study at the Faculty of Mechanical Engineering of Brno University of Technology. During his studies, he has focused on aircraft design and structural analysis. In 1995, he completed his study with graduation thesis about extended version of L610 turboprop passenger aircraft. In the same year, he started his Ph.D. study aimed at composite materials at the Institute of Aerospace Engineering, Faculty of Mechanical Engineering of Brno University of Technology. He interrupted his study and during 1996-1998 worked as stress and thermal analyst for Westinghouse Electric Company in Pittsburgh, PA. He is author of several scientific publications and numerous technical reports.



LIST OF PUBLICATIONS

- [A1] *Harkness, A.W., Schwirian, R.E., Dymáček, P.:* CFD Analysis of Thermal Mixing and Stratification in AP600 Auxiliary Lines, Proceedings of the International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Dallas, TX., 1997
- [A2] *Vašek, A., Dymáček, P., Vogelesang, L.B.:* Fatigue Strength of L 610-P Wing-Fuselage Attachment Lug Made of GLARE 2 Fibre-Metal Laminate, Proceedings of the Fatigue Design 1998 International Symposium, Espoo, Finland, 1998
- [A3] *Klement, J., Kunz, K., Privarčák, J., Dymáček, P., Rosický, J.:* Development and Testing of Prosthesis Composite Components, in Czech: Vývoj a zkoušení kompozitových částí ortopedických protéz, Transfer '99, TU Brno, 1999
- [A4] *Dymáček, P., Klement, J.:* Properties and Manufacturing of Steel-C/Epoxy Fiber-Metal Laminates, Proceedings of Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and Its Influence on Education, Warsaw, Poland, 2000
- [A5] *Klement, J., Dymáček, P.:* Fiber-Metal Laminates in Aircraft Industry, in Czech: Vláknokovové lamináty a jejich využití v leteckém průmyslu, Letecký zpravodaj, 2000, no. 3, pp. 18-22
- [A6] *Dymáček, P.:* Steel-Carbon/Epoxy Based Fiber-Metal Laminates, in Czech: Vláknokovové lamináty na bázi ocel-uhlík/epoxy, Letecký zpravodaj, 2000, no. 3, pp. 23-27