

UNIVERZITET U BEOGRADU

MAŠINSKI FAKULTET BEOGRAD

Dragan D. Kreculj

**MODELIRANJE UDARNOG OŠTEĆENJA
U LAMINIRANIM KOMPOZITNIM
STRUKTURAMA**

doktorska disertacija

Beograd, 2013.

Mentor: Prof. dr Boško Rašuo, profesor, Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet

Članovi komisije:

1. Prof. dr Boško Rašuo, profesor, Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet
2. Prof. dr Slobodan Gvozdrenović, profesor, Univerzitet u Beogradu, Saobraćajni fakultet
3. Dr Mirko Dinulović, docent, Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet

Datum odbrane: _____

Naslov doktorske disertacije:

Modeliranje udarnog oštećenja u laminiranim kompozitnim strukturama

Rezime: U doktorskoj tezi razmatran je problem modeliranja udarnih oštećenja u laminiranim kompozitnim strukturama. Udari u određene strukture uzrokuju oštećenja, čija je karakterizacija ekstremno zahtevna i složena. Postoje analitički, eksperimentalni i numerički pristupi analize mehanizama nastanka i razvoja tih oštećenja. Pri tome neophodno je proceniti otpor na nastanak i toleranciju već prisutnog udarnog oštećenja. Svi razvijeni modeli udarnih oštećenja, sa određenom tačnošću, aproksimiraju nastalo udarno oštećenje (prskanje matrice, lom vlakna i delaminacija), što zavisi od brojnih uticajnih parametara. U radu je predstavljen i tzv. „multiscale“ pristup modeliranju oštećenja i navedeni su kriterijumi otkaza kompozitnih laminata. Razmotreni su numeričko modeliranje udara, tranzijentna dinamička analiza i opisani postojeći modeli udara po Abrate-u, kao i oni iz softvera LS-DYNA. Prikazan je MATLAB softver za analizu otkaza laminata i dat kod za izračunavanje A, B i D matrica krutosti određenog kompozitnog laminata. Navedeni su i objašnjeni najznačajniji softveri za analizu udara. Takođe teza sadrži opis i prikaz rezultata modeliranja udara projektila u ojačanu ploču od karbonskog vlakna u programu ABAQUS. Istovremeno, izvršena je numerička analiza i simulacija udara u ploču i aeroprofil od kompozitnog laminata T300/914, pod dejstvom određenog udarnog (pritisnog) opterećenja u specijalizovanom programu Pro/Engineer.

Ključne reči: laminirani kompoziti, udar, modeliranje oštećenja

Naučna oblast: Vazduhoplovstvo

Uža naučna oblast: Strukturalna analiza

UDK broj:

Title of doctoral dissertation:

Modeling of impact damage in laminate composite structures

Abstract: In the doctoral thesis the problem of modeling of impact damage in laminated composite structures has discussed. Impact in certain structures causing damage, whose characterization is extremely demanding and complex. There are analytical, experimental and numerical approaches to the analysis of mechanisms for the onset and development of these defects. Thereby it is necessary to estimate the resistance on occurrence and tolerance to already existing impact damage. All developed models of impact damage, with a certain accuracy, approximate impact caused damage (matrix cracking, fiber fracture and delamination), which depends on a number of influential parameters. The paper introduces the so-called "multiscale" approach to the modeling of damage and failure criteria for composite laminates are listed. Numerical modeling of impact, transient dynamic analysis of existing models and described Abrate impact models, as they from LS-DYNA software were discussed. MATLAB software for failure analysis of the laminate is presented and the code for calculation of A, B and D stiffness matrix of certain composite laminate is given. The most important software for the impact analysis are listed and explained. Also thesis contains a description and presentation results of impact modeling in the carbon fiber reinforced plate in software ABAQUS. At the same time, numerical analysis and simulation of impact on the plate and airfoil from composite laminate T300/914, under the

influence of a certain impact (compressive) load in a specialized program Pro/Engineer was performed.

Key words: laminated composites, impact, damage modeling

Scientific discipline: Aerospace Engineering

Scientific subdiscipline: Structural Analysis

Predgovor

Ovaj rad nastao je kao rezultat višegodišnjeg istraživanja, pod rukovodstvom prof. dr Boška Rašua, na Mašinskom fakultetu Univerziteta u Beogradu.

Sadržaj

1. UVOD1
2. OSNOVNA RAZMATRANJA UDARA3
2.1 Dinamika udara3
2.2 Vrste udara5
2.3 Udarna oštećenja6
2.4 Modovi otkaza usled udara7
2.5 Kritični prag udarne sile11
2.6 Standardi udarnih testova u kompozitnim materijalima14
2.7 Metode analiza udara14
2.7.1 Metoda konačnih elemenata (MKE)14
2.7.2 Implicitna metoda15
2.7.3 Eksplicitna metoda15
3. OŠTEĆENJA U KOMPOZITNIM LAMINATIMA16
3.1 Kompozitni laminati16
3.1.1 Kompoziti16
3.1.2 Laminati18
3.2 Mehanizam i akumulacija oštećenja usled udara24
3.3 Razvoj oštećenja30
3.4 Osvrt na oštećenja u vojnim oklopnim sredstvima od kompozita34
3.5 Predviđanje preostale čvrstoće kompozitnih laminata sa oštećenjima usled udara ..35	
3.5.1 Tolerancija na udarna oštećenja36
3.5.2 Inicijacija i rast oštećenja39
3.6 Karakterizacija oštećenja40
3.6.1 Prskanje matrice40
3.6.2 Delaminacija41
3.6.3 Lom vlakana43
3.7 Delaminacije usled udara44
3.7.1 Opis44
3.7.2 Brzina otpuštanja energije deformacije45

3.7.3 Rezultati simulacije udara47
3.8 Predviđanje oštećenja49
3.9 Konstitutivno modelovanje51
3.9.1 Eksplicitni modeli52
3.9.2 Implicitni modeli52
3.9.3 Hibridni modeli53
3.10 Modeliranje oštećenja53
3.10.1 Mehanika kontinualnog oštećenja57
3.10.2 Interfejs elementi58
3.10.3 Bezmrežne metode58
3.11 „Multiscale” modeliranje oštećenja59
3.12 Kriterijumi loma kompozitnih materijala60
3.12.1 Kriterijum maksimalnih napona62
3.12.2 Kriterijum maksimalnih deformacija63
3.12.3 Tsai-Hill kriterijum65
3.12.4 Tsai-Wu kriterijum66
3.13 Teorijski opis modela udara68
3.14 Osnove modeliranja oštećenja konačnim elementima71
4. UDARI BALISTIČKE I VISOKE BRZINE U KOMPOZITNE STRUKTURE80
4.1. Odgovor kompozitnih materijala na balistički udar80
4.1.1 Opšte80
4.1.2 Performanse kompozitnih materijala pri balističkom udaru86
4.2 Mehanizmi oštećenja87
4.2.1 Mehanizam penetracije88
4.2.2 Mehanizam apsorpcije energije91
4.3 Udar visoke brzine i balistički udar u grafitne kompozite93
4.3.1 Efekat lokalizacije93
4.3.2 Dodatni mehanizmi oštećenja i proces penetracije94
4.3.3 Dejstvo projektila pri visokim i balističkim brzinama96
4.3.4 Preostala čvrstoća i otpornost na penetraciju97
4.4 Numeričko modeliranje balističkog udara98
4.5 Modeliranje udara visoke brzine u kompozitni materijal od karbonskih vlakana	..100

5. ANALIZA KOMPOZITNIH LAMINATA KORIŠĆENJEM MATLAB-A102
5.1 Osnove korišćenja MATLAB-a102
5.2 Konstitutivne jednačine laminata103
5.3 Analiza otkaza laminata106
6. NUMERIČKO MODELIRANJE DINAMIČKOG UDARA108
6.1 Opšte108
6.2 Specifičnosti dinamičkog udara114
6.2.1 Testiranja dinamičkog udara114
6.2.2 Dinamičke karakteristike kompozitnih struktura pod udarom116
6.2.3 Energija udara119
6.3 Tranzijentna dinamička analiza120
6.3.1 Opis modela120
6.3.2 Analiza121
6.3.3 Nelinearna eksplicitna dinamika123
6.4 Modeli udara po Abrate-u125
6.4.1 Osnove125
6.4.2 Model sa jednim stepenom slobode126
6.4.3 Model sa dva stepena slobode129
6.5 Modeli kompozitnih materijala u softveru LS-DYNA130
6.6 Modelovanje udara u laminat preko parametara i funkcije oštećenja132
6.7 “Mesoscale” teorija oštećenja kompozita133
6.7.1 “Mesoscale” modeli oštećenja sloja134
6.7.2 Interlaminarni model oštećenja136
6.8 Numeričko modeliranje udara u tekstilne kompozite139
6.9 Softverski alati za ispitivanje udara142
6.10 Alat za procenu udarnog oštećenja strukture146
7. MODELIRANJE UDARA PROJEKTILA U OJAČANU PLOČU OD KARBONSKOG VLAKNA U PROGRAMU ABAQUS148
7.1 Opis i karakteristike modela148
7.2 Rezultati151
8. ZAKLJUČAK155
LITERATURA158

PRILOZI167
Prilog 1	
MATLAB kod za proračun A, B i D matrica kompozitnog laminata AS/3501167
Prilog 2	
Numerička analiza ploče od kompozitnog laminata T300/914 pod dejstvom pritisknog opterećenja (0.01 MPa) u programu Pro/Engineer170
Prilog 3	
Numerička analiza aeroprofila od kompozitnog laminata T300/914 pod dejstvom pritisknog opterećenja (10 MPa) u programu Pro/Engineer173

1. UVOD

Izučavanje dejstva udarnih opterećenja, i kao posledica toga nastalih oštećenja u nekoj strukturi, ekstremno je zahtevno i složeno. To proističe iz same prirode tog procesa, koji je dinamički događaj i problema karakterisanja tako nastalih oštećenja. Modeliranje udarnih oštećenja esencijalno je važno u procesu projektovanja laminatnih kompozitnih struktura za različite tehničke namene.

Generalno postoje tri posebna prilaza za ispitivanja problema udara u neku strukturu i oni će sada biti eksplicitno navedeni.

Prvi je empirijski prilaz, u kojem se izvode eksperimenti i dobijeni podaci prikupljaju, povezuju, razmatraju i dalje analiziraju.

Drugi prilaz je razvoj i razmatranje inženjerskih modela različitih kompleksnosti, koji aproksimiraju udarni događaj sa određenom tačnošću.

Suština trećeg prilaza je diskretizacija strukture na manje elemente i primena fundamentalnih zakona fizike za svaki element iste. Primeri za to su analize metodom konačnih elemenata, metodom konačnih razlika itd.

Svaki od ova tri prilaza za proučavanje udara ima prednosti i nedostatke. Empirijski prilaz je pogodan za rešavanje specifičnog problema, ali ne može obično biti interpoliran izvan okvira parametara testiranja. Inženjerski modeli se obično koncentrišu na pojedine aspekte problema redukovanjem jednačina na jedno- i dvo-dimenzionalne algebarske ili diferencijalne jednačine, uz pretpostavke uprošćenja. Numerička analiza se pokazala kao sposobna da obezbedi tačna rešenja za vrlo složene probleme, ali je potrebno utrošiti dosta vremena za tražene proračune. U mnogim slučajevima, najbolji odgovor je kombinacija sva tri prilaza. Tim putem postiže se najveća objektivnost pri proučavanju razmatranog problema udara.

Do danas je razvijeno dosta modela za karakterizaciju efekata udarnog oštećenja u nekoj strukturi. Godinama oni su bili predmet proučavanja brojnih inženjerskih studija i ispitivanja. Ti modeli su teoretski opisani, a navedene su karakteristike i jednačine koje ih definišu. Ipak, oni su uglavnom rezultat aproksimacija i važe u specifičnim slučajevima, tj. imaju određena ograničenja i shodno tome područja primene. Iz literature verovatno najpoznatiji su modeli udara po Abrate-u, koji su takođe i najviše korišćeni.

Uopšte, pri definisanju udara postoji granica brzine (obično data u rasponu), koja razdvaja udar male i velike brzine. Odlike svakog od tih udara specifične su i gotovo jasno određene. Nastala oštećenja usled različitih (po brzini) udarnih opterećenja, takođe imaju karakterističan oblik.

Strukture letelica od kompozitnih laminata tokom eksploatacije, tj. životnog veka, mogu biti izložene različitim vrstama opterećenja. Među njima javljaju se i udari u te strukture, koji uzrokuju određene nivoe oštećenja istih. Ispitivanje uticaja nastalih oštećenja na bezbednost i pouzdanost strukturnih komponenti letelica enormno je značajna.

Za projektovanje i analizu laminata od kompozita mogu se koristiti i programski jezici, kao što je MATLAB. Pisanjem programskog koda i definisanjem svih neophodnih parametara određenog laminata, moguće je izvršiti zahtevane proračune istog. Za određene uslove ispitivanja modela dobijaju se karakteristični rezultati, koji se zatim mogu prevesti u specifičnu formu, grafički predstaviti i interpretirati.

Simulacija udara u neku strukturu moguća je upotrebom sofisticiranih softverskih paketa. Oni su već dugi niz godina u primeni i neprestano se poboljšavaju dodatnim mogućnostima, tj. pojavljuju se novije, unapređene verzije već postojećih softvera. Njihovom upotrebom, odnosno odgovarajućim proračunima, dobija se preliminarni uvid u stanje strukture (naponi, deformacije, pomeranja itd.), nakon dejstva udara u istu. Programi koji se koriste za ovu namenu su dosta složeni, skupi i zahtevaju jače računarske konfiguracije za izvođenje neophodnih proračuna. Od njih danas najveću primenu imaju softveri ANSYS i LS-DYNA.

2. OSNOVNA RAZMATRANJA UDARA

2.1 Dinamika udara

Problem udara u neku strukturu proučava i razmatra dinamika udara. U dinamici udara, uopšte, postoje tri fundamentalna principa (zakona) koji se koriste u analizi istog. Pri tome razmatraju se širenje naponskog talasa, balističko modeliranje ili numerička simulacija. Ovi zakoni obuhvataju: zakon održanja mase, zakon održanja količine kretanja i zakon održanja energije. Oni su dati sledećim jednačinama.

1. Zakon održanja mase

U fizičkom sistemu, zakon održanje mase je dat sa:

$$\int_V \rho dV = \text{const} \quad (2.1)$$

gde je ρ gustina, a V zapremina tela.

2. Zakon održanja količine kretanja

Baziran na Drugom Newton-ovom zakonu glasi:

$$F = m \frac{dv}{dt} \quad (2.2)$$

Za zatvoreni sistem n masa, m_i i ako spoljnje sile ne deluju na sistem, zakon održanja impulsa se iskazuje kao:

$$\sum_{i=1}^n m_i v_i = \text{const} \quad (2.3)$$

Jednačina (2.2) se množi sa dt i integracijom, zakon impulsa je dat kao:

$$I = \int F dt = \int m dv = mv_f - mv_i \quad (2.4)$$

Ovaj zakon implicira da impuls I koji deluje na telo menja količinu kretanja od inicijalne mv_i do konačne vrednosti mv_f .

3. Zakon održanja energije

Zakon održanja energije se izražava u obliku gde se posmatrani sistem razmatra kao set j diskretnih masa ili zapremina. U početnom stanju i (u trenutku $t = 0$) i u krajnjem stanju f kasnije, energija ostaje konstantna, tj.

$$\sum_j E_i + \sum_j \frac{1}{2} \rho v_i^2 = \sum_j E_f + \sum_j \frac{1}{2} \rho v_f^2 + W \quad (2.5)$$

gde je E uskladištena (elastična) unutrašnja energija, a W predstavlja rad učinjen na sistemu tokom procesa udara.

Ove jednačine (2.1–2.5) su bazični koncept pri proučavanju udarnog fenomena, koji se koristi u ABAQUS/Explicit programu.

Ravnotežna jednačina kinetičke energije, kao rezultat udara, može biti napisana kao:

$$\frac{1}{2} m V_i^2 = \frac{1}{2} m V_r^2 + E \quad (2.6)$$

gde su:

E - energija deformacije apsorbovana udarom,

V_i - brzina pre udara,

V_r - brzina nakon udara.

Ova energija deformacije ima dve komponente: plastičnu i elastičnu. Razlika između inicijalne i preostale kinetičke energije projektila nakon balističkog udara opisuje iznos apsorbovane energije usled udara u metu.

Energija apsorbovana metom tokom udara može biti data u dva oblika: elastična ili neelastična. Odgovor elastične energije je povezan sa elastičnom deformacijom i vibracijom panela. Neelastična energija se odnosi na plastičnu energiju i energiju loma. Elastični i neelastični odgovori mete su mehanizmi za disipaciju energije saopštene meti.

Ako se iznos energije date meti povećava, ta meta će nastaviti da se deformiše elastično, a eventualno i plastično, toliko dugo dok je rad zahtevan za deformaciju materijala manji od iznosa rada zahtevanog za stvaranje novih površina i stoga inicijacije lomova [1].

Pri udaru u vlaknaste kompozitne materijale, nastaju permanentna oštećenja, moguće podpovršinska i jedva vidljiva, kao što su penetracija i fragmentacija.

Postoje različiti načini analize procesa udara; u smislu deponovane energije i ukupno nastalog oštećenja, disipacije mikro energije, ili razmatranje napona koji deluju na defekte u materijalu [2].

2.2 Vrste udara

Udar u kompozitne strukture proučavan je godinama unazad od strane mnogih istraživača. Pregledi naučnih radova koji pokrivaju kontaktne zakone, dinamiku udara, analizu napona, inicijaciju i propagaciju oštećenja, modove otkaza, toleranciju oštećenja i poboljšanje otpornosti na oštećenja, mogu se naći u literaturi (Abrate, 1991., 1994., 1998.; Cantwell i Morton, 1991.).

Kako su naglasili Cartiè i Irving (2002.), 20 m/s je prelazna brzina između dva različita tipa udara (niske i visoke brzine), pri nastanku oštećenja. Sam udar dominantno karakterisan naponskim talasom nastaje pri udarnim brzinama između 10 i 20 m/s, posebno za epoksi matrične kompozite (Abrate, 1998.).

Udar se, generalno, može razmatrati u tri glavne kategorije:

- udar niske
- udar visoke i
- udar hiper brzine.

Ipak, ne postoje jasno određene granice između ovih kategorija. Sjoblom (1988.), Shivakumar (1985.) i Cantwell i Morton (1991.) definisali su udar do 10 m/s kao udar niske brzine. Međutim, Abrate (1991.) u svom izveštaju određuje udar niske brzine kao onaj kada je brzina udarnog sredstva (impaktora) manja od 100 m/s. Liu i Malvem (1987.), kao i Joshi i Sun (1987.), predložili su da tip udara može biti klasifikovan prema tipu javljanja oštećenja. Niska brzina udara se karakteriše delaminacijom i prskanjem matrice. Visoka brzina udara ima obeležja loma vlakana indukovanih penetracijom. Kada udarni događaj vodi kompletnom raspršivanju (pulverzaciji) materijala projektila i mete, u neposrednoj blizini kontakta, onda se takav udar naziva udar hiper brzine i ovi udari nastaju pri brzinama impaktor-a većim od 1 km/s (Abrate, 1991.).

Balistički udar u kompozitni laminat rezultuje delimičnom ili potpunom penetracijom tog laminata, dok se udar niske brzine karakteriše odsustvom penetracije. Osim toga, propagacija naponskog talasa nema efekte po debljini laminata, za slučaj udara male brzine. Kada udarni projektil dodirne metu (ploču), kompresivni i smicajni talasi šire se van udarne tačke i dostižu zadnju stranu te mete. Potom se pomenuti talasi vraćaju nazad, ka mestu početka udara. Nakon nekoliko refleksija kroz debljinu

laminatne ploče, generiše se njeno kretanje. Oštećenje ustanovljeno pokretanjem ploče naziva se udar niske brzine (Abrate, 1998.).

Prema tome, ako je period kontakta impaktora duži od vremena najnižeg moda vibracije strukture, razmatra se udar niske brzine. Nezavisno od toga, uslov otpora na udar je kritičan, pošto će naponski talasi generisani tokom udara imati dovoljno vremena da dosegnu ivice strukture i izazovu pun odgovor na vibracije. Suprotno, balistički udar se uključuje sa manjim kontaktnim periodom udarnog sredstva (impaktora) na strukturu od vremenskog perioda najnižeg moda vibracije. Odgovor strukture se lokalizuje na udarnu oblast i obično nije zavisn od okolnih uslova (Naik i Shrirao, 2004.).

2.3 Udarna oštećenja

Udarno oštećenje je glavni problem u laminiranim kompozitnim strukturama, pošto iznenadni i usmereni udari uzrokuju oštećenje, koje ozbiljno redukuje čvrstoću i stabilnost istih. Potrebna istraživanja udara sprovode se sa ciljem definisanja maksimalne zaštite od udara, kao i predviđanja i sprečavanja negativnih efekata udara u neku kompozitnu strukturu. Krajnji cilj je redukovanje visokih troškova testiranja i ubrzanje procesa projektovanja kompozitnih laminata, razvojem pouzdanih i efikasnih modela pogodnih za tzv. virtuelno testiranje udara [3].

Udarna oštećenja vazduhoplovnih kompozitnih struktura potiču od brojnih uzroka, kao što su to: ptice, grad, operacije pri poletanju i sletanju, padovi alata i ostalog pri procedurama održavanja letelice itd. Ovi događaji rezultuju sa velikim opsegom mogućih brzina udara, mase i geometrije udarnog sredstva; uzrokujući shodno tome različita oštećenja. Udarno oštećenje obično se definiše kao ono usled udara visoke brzine (High Velocity Impact, HVI), gde se impaktor kreće brzinom većom od 20 m/s i ono kao posledica udara male brzine (Low Velocity Impact, LVI), za brzine impaktora manje od 20 m/s (Davies, 1994.).

Oštećenje usled HVI nastaje pod dejstvom talasa napona, koji se kreću kroz debljinu strukture, dok je LVI oštećenje primarno uzrokovano kontaktnim silama i deformacijom strukture pod opterećenjem (Abrate, 1998.). Udarno oštećenje kompozitnih materijala mora biti razmotreno tokom faze projektovanja letelice, usled značajnog uticaja, koje ono ima na preostalu čvrstoću (posebno čvrstoću na pritisak). Pokazano je da se

kompresivna čvrstoća Carbon/Epoxy kompozita, izloženog LVI od 25 J, smanjuje čak do 70 % od iznosa čvrstoće bez oštećenja (Papanicolaou i Stavropoulos, 1995.; Dorey, 1989.). Oštećenje ovog tipa može biti teško za otkrivanje, pošto se ono manifestuje kao prskanje matrice i delaminacija (Luo, 1999.). Takozvano “jedva vidljivo udarno oštećenje“ (Barely Visible Impact Damage, BVID) može biti definisano kao udubljenje debljine manje od 1.25 mm (Irving, 2006.), a često ostaje neprimetno, te stoga mora biti razmotreno tokom projektovanja kompozitne strukture letelice. BVID takođe dozvoljava ulaz vlage u zonu sa oštećenjem, što dalje redukuje mehaničke osobine i povećava osetljivost na razvoj zamornog oštećenja, a koje se javlja preko rasta udarnih delaminacija, pod cikličnim opterećenjem (Sala, 1997.).

Oštećenja u kompozitima se razlikuju od onih u metalima. Otkaz kompozita je progresivna akumulacija oštećenja, uključujući višestruke modove oštećenja i kompleksne mehanizme otkaza. Udar u strukturu ima dinamičku prirodu i stoga je neophodno uzeti u obzir efekte inercije i širenja naponskih talasa u materijalu te strukture. Često je odgovor materijala visoko nelinearan i javljaju se velike deformacije [4].

Tokom upotrebe letelica, opterećenja na njihovim strukturama često uključuju i udare, koji mogu rezultovati velikom unutrašnjom oblašću oštećenja laminata, a ona može biti gotovo nevidljiva. Promenljiva radna opterećenja, posebno kompresija, mogu kontinualno da uvećaju zonu oštećenja, što može rezultovati potpunom strukturalnom kolapsu oštećenog dela. Udarna oštećenja mogu imati zanemarljiv efekat, ali i biti kritična za integritet i radni vek konstrukcija od kompozita. Neophodno je predvideti tačno gde će se pojaviti oštećenja, kako će se ona širiti i onda kada će ista eventualno proizvesti lom i otkaz konstrukcija [5].

2.4 Modovi otkaza usled udara

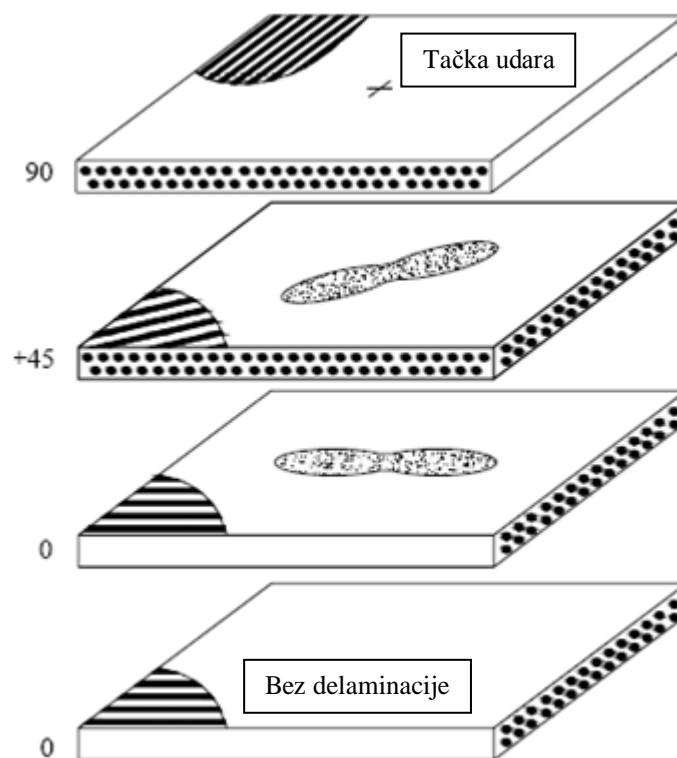
Modovi otkaza u određenim strukturama mogu biti opisani sa makroskopske i mikroskopske tačke gledišta.

Makroskopski, modovi oštećenja usled udara mogu biti klasifikovani kao uvlačenje, penetracija, perforacija i lom savijanjem. Uvlačenje je oštećenje razbijanjem matrice u udarnoj zoni. Penetracija je prodiranje, a perforacija pravi rupe u kompozitnoj ploči,

usled dejstva prednjeg dela impaktor-a. Penetracija i perforacija se odnose na oštećenje koje okružuje kontaktnu tačku. Lom savijanjem ima oblik oštećenja, koji je više kao linija.

Mikroskopski, modovi oštećenja mogu biti specificirani kao prskanje matrice, lom vlakna i delaminacija. Delaminacija je razdvajanje susednih lamina i ona značajno redukuje čvrstoću laminata. Eksperimentalne studije su pokazale da se delaminacije javljaju samo na interfejsima između slojeva sa različitim orijentacijama vlakana.

Delaminirana oblast, koja nastaje od prednje tačke udara, izgleda generalno kao tzv. „peanut” oblik, za laminirani kompozit sa longitudinalnim osama orijentisanim u pravcu vlakana. Uopšte, jednom kada se od kritične matrične prskotine inicira delaminacija, ona može rasti mnogo više duž pravca vlakna, nego u poprečnom pravcu. Delaminacije u laminiranom kompozitu ilustrovane su šematski na slici 2.1.

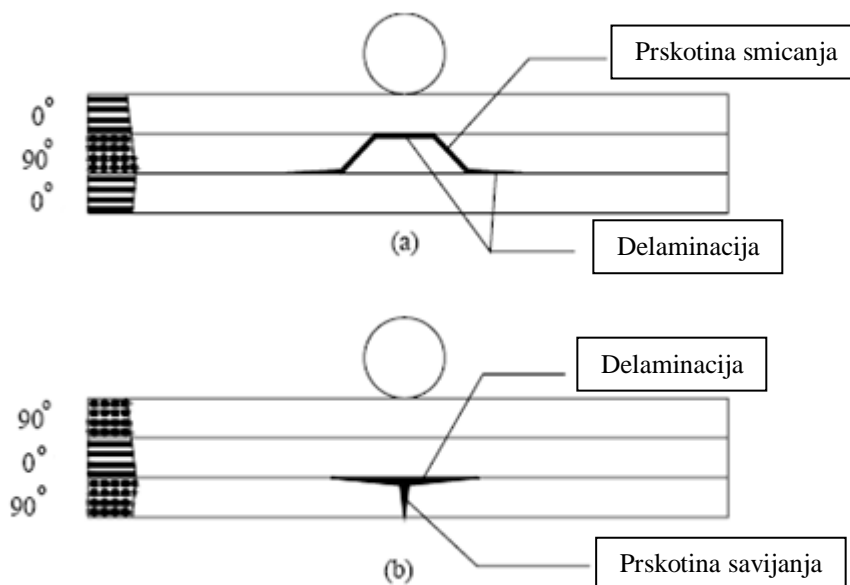


Slika 2.1 Delaminacije u laminatnim kompozitima usled udara

Ako dva susedna sloja imaju istu orijentaciju vlakana, onda neće biti indukovana delaminacija na interfejsu između njih (Abrate, 1998.).

Dva jednostavna modela (Liu, 1988.; Lesser i Filippov, 1991.) bila su korišćena da se objasni zašto se pojavljuju delaminacije, kada se laminati izlože lokalnom opterećenju. Oba prilaza baziraju se na činjenici da je laminat izrađen od nekoliko ortotropnih slojeva. Pri tome, svaki sloj teži da se deformiše na poseban način, a transverzalni normalni naponi i naponi smicanja na interfejsu slojeva ograničavaju skupljanje laminata. Kada ovi interlaminarni naponi postanu preveliki, usled koncentrisanih kontaktnih opterećenja, uvode se delaminacije u neki laminat. Ortotropno ponašanje svakog sloja i nepodudaranje u njihovoj krutosti na savijanje, smatra se glavnim uzrokom delaminacija, a studija ovih nesaglasnosti pruža važne informacije u pogledu lokacija, orijentacija i veličina delaminacija u laminatima. Sam proces oštećenja inicira se matričnim prskotinama, koje onda indukuju delaminacije u interfejsima slojeva.

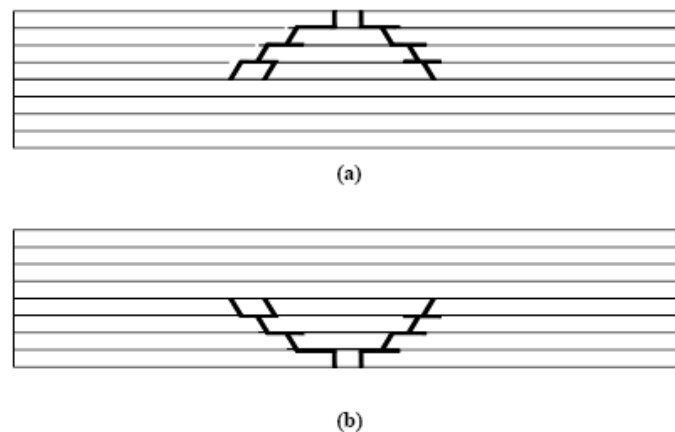
Uopšte, dva tipa matričnih prskotina se uočavaju: prskotine zatezanja (savijanja) i prskotine smicanja, što je i prikazano na slici 2.2. Prskotine zatezanja javljaju se kada u ravni normalni naponi prelaze transverzalnu zateznu čvrstoću sloja. Prskotine smicanja su u uglu kod srednje površine, a transverzalni naponi smicanja igraju kritičnu ulogu u njihovom formiranju.



Slika 2.2 Delaminacija uzrokovana:

a) unutrašnjom prskotinom smicanja, b) površinskom prskotinom savijanja

Matrične prskotine prvo se indukuju na gornjem ili donjem sloju, zavisno od debljine laminata. Kod debelih laminata, matrične prskotine su u prvom sloju, zbog visoko lokalizovanih kontaktnih napona. Progresija oštećenja u takvim laminatima ide od vrha ka dnu (slika 2.3a). U tankim laminatima, matrične prskotine koje rezultuju od napona savijanja su u donjem sloju laminata i vode ka obrisima oštećenja kao onim prikazanim na slici 2.3b [1].



Slika 2.3 Obrisi oštećenja kod debelih (a) i tankih laminata (b)

Mnogi homogeni materijali visoke čvrstoće i visoke krutosti otkazuju usled propagacije nekonzistentnosti (neke slabe tačke) u materijalu. Ipak, u slučaju vlaknima ojačanih kompozita, pojedinačni otkaz vlakna se lokalizuje, dozvoljavajući susjednim vlaknima da preuzmu opterećenje, koje je slomljeno vlakno ranije nosilo. Ovo verovatno može sprečiti katastrofalni otkaz materijala i struktura.

Zbog specifične orijentacije, vlakna se u kompozitima obično koriste kao ojačanja. Dalje, podužni modul materijala može biti dosta povećan, iznad izotropne vredosti, ojačanjima kao što su aramidno i karbonsko vlakno. Ovo poboljšanje u čvrstoći materijala se ostvaruje uvođenjem vlakana visokih performansi u željene pravce. Prema tome, čvrstoća vlaknima ojačanih kompozitnih materijala može daleko da pređe čvrstoću neke komponente u istom materijalu.

U kontinualnim vlaknastim kompozitima, postoje mnogi modovi kojima oni otkazuju. Na makroskopskom nivou ti modovi mogu biti identifikovani i određeni kao formiranje prskotine i otkaz vlakna. Samo stvaranje prskotine i njeno dalje širenje javlja

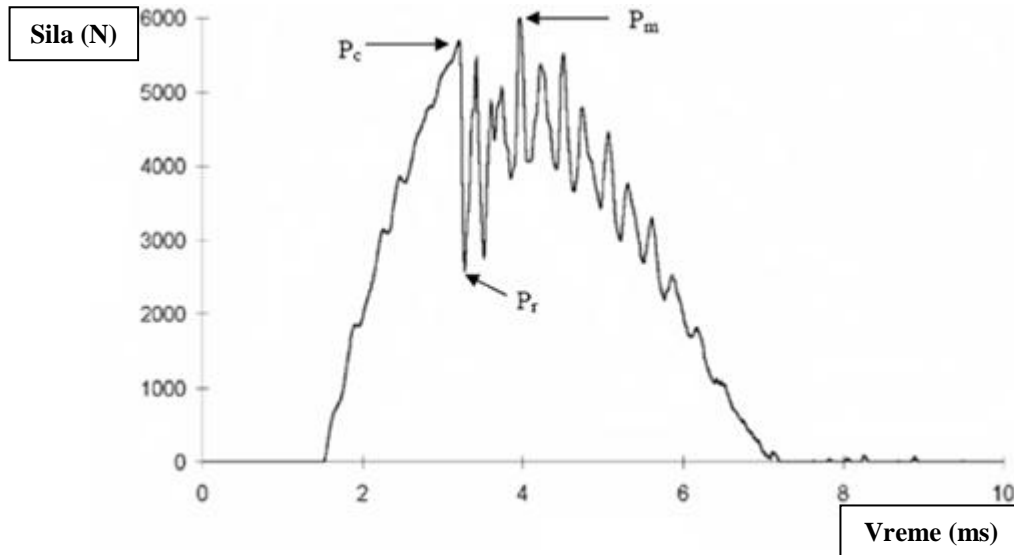
se kada je materijal izložen opterećenju, odnosno tako nastalom naponu. Ovo je generalno uočeno u istom pravcu, kao što je to i pravac vlakna u tom regionu. Sa druge strane, otkaz vlakna je lokalizovani otkaz, koji može biti i katastrofalan. Taj otkaz nastaje kada najslabije vlakno otkáže, dok susedna vlakna preuzimaju opterećenje, koje je bilo prenešeno naponom smicanja. Ostali modovi otkaza javljaju se usled otkaza interfejsa, sa kojim materijali matrice i vlakna interaguju.

Problem koji može izazvati otkaz kompozita je i zaostali napon, koji se javlja kao rezultat termičkog zaostalog napona u dve ili više komponenti tog kompozita. Navedeni napon izaziva gužvanje i kompresiju vlakna, a čini stanje napona smicanja više promenljivim. Ono nastaje tokom toplotnog tretiranja u procesu izrade, usled promene faze od nekristalne tečnosti (matrica) do kristalno čvrstog tela (vlakno). U slučaju otkaza interfejsa i otkaza usled rezidualnih napona, makroskopski otkaz se tipično razmatra kao otkaz matrice [1].

2.5 Kritični prag udarne sile

Tokom faze projektovanja letelice od kompozitnih materijala, poznavanje otpornosti na oštećenja istih veoma je važno. Eksperimentalne studije dosledno pokazuju da za dati set udarnih parametara postoji kritični prag energije, ispod kog je oštećenje limitirano na prednju stranu udara, vođeno zatezanjem usled kontaktnih napona i manifestovano u obliku koničnih prskotina, što je poznato kao Hertz-ovo površinsko oštećenje. Jednom kada energija udara pređe prag vrednosti stvaranja delaminacije, projektovana veličina onda raste linearno sa povećanjem energije udara, što je slučaj pri testiranju nesavittljive ploče (Abrate, 1998.). Usled promene praga kritične energije sa dinamičkim odgovorom strukture, za geometriju i materijal impaktora, zaključeno je od strane Davies-a i ostalih (1994.) da to nije mera otpornosti na oštećenje, koja može biti lako poređena preko različitih slučajeva udara. Mnogo stalnija i predvidljivija mera toga kada će se delaminacija inicirati u kompozitima ojačanim karbonskim vlaknima, data je sa kritičnom vrednošću kontaktne sile (Sjoblom i Hwang, 1989.; Lindsay i Wilkins, 1991.), poznatoj kao prag kritične sile. Za prag kritične sile pokazano je da je on nezavisan od energije udara, sa malo do bez varijabiliteta između dinamičkih i kvazi-statičkih testova (Sjoblom i Hwang, 1989.). Ova vrednost

dozvoljava da otpor oštećenju sistema kompozitnih materijala, bude poređen nezavisno od geometrije impaktora i uslova testiranja. Kritična kontaktna sila najbolje se identifikuje posmatranjem grafika sila-vreme, zabeleženog za određeni udarni događaj prikazan na slici 2.4.



Slika 2.4 Grafik sila-vreme za kritični udar u Carbon/Epoxy kompozit

Kriva sila-vreme za Carbon/Epoxy kompozit, kada prag kritične sile nije prekoračen, sledi sinusoidalni oblik, delujući kao jedan jednodimenzionalni sistem masa-opruga. Za energije visokog udara diskontinuitet se javlja kada se prag kritične sile, označen kao P_c , prekorači. Dalje sledi pad opterećenja i on je povezan sa početkom oštećenja usled delaminacije, tj. ostatkom sile P_r , uzrokovanom redukcijom u transverzalnoj krutosti ploče. Cartie i Irving (2002.) su uočili da je veličina redukcije opterećenja između P_c i P_r indikacija iznosa delaminacionog izvijanja, koje raste direktno nakon sile koja prevazilazi kritičan prag. Žilavije smole imaju niže vrednosti P_c-P_r , što rezultuje sa manjim oblastima delaminacije pri energijama udara, koje proizvode silu samo iznad kritične vrednosti praga kritične sile.

Kada je energija udara dovoljno visoka, reopterećenje laminata počinje nakon inicijalnog oštećenja, sve do dostizanja maksimalne sile P_m . Za više energije udara, dalji padovi opterećenja mogu se javiti pošto se transverzalna sila u laminatu poveća iznad P_c i dostiže nivo gde se javlja izbijanje dalje delaminacije. Takođe na slici 2.4 vidi se promena u nagibu grafika udarna sila-vreme, između opterećenih i neopterećenih

segmenata. Tokom faze udarnog opterećenja, sila raste mnogo strmije sa vremenom, kada se upoređi sa sporijom redukcijom sile nakon udara. Ovo pokazuje smanjenje transversalne krutosti laminata, usled prisustva oštećenja delaminacije.

Davies i ostali (1994.) izveli su formulu, iz teorije grede i ploče, da bi se predvideo prag kritične sile za bilo koji kvazi-izotropni laminat (jednačina 2.7).

$$P_s^2 = \frac{8\pi^2 E t^3}{9(1-\nu^2)} G_{IIc} \quad (2.7)$$

gde su:

E - srednji modul savijanja laminata oko x i y ose

t - debljina laminata

ν – Poasonov koeficijent za laminat

G_{IIc} - mod II kritične brzine otpuštanja energije deformacije.

Iako jednačina (2.7) ne može da predvidi veličinu rezultujuće delaminacije, jednom kada je dostignut prag kritične sile, izuzetno je korisno kvantitativno porediti udarnu otpornost različitih vlaknima ojačanih karbonskih kompozitnih materijala.

Cartie i Irving (2002.) takođe su predložili da jednačina (2.7) može biti izmenjena, kako bi se izračunao G_{IIc} , sprovođenjem udarnog testiranja, i odredi kritični prag sile udara. Ovo je dokazano kao prednost, pošto trenutno korišćeno tzv. End Notch Flexure (ENF) testiranje uzima znatno više vremena i proizvodi veoma promenljive rezultate. Jednačina (2.7) takođe nagoveštava da početkom delaminacije dominira mod II rasta delaminacije, a koncept podržan od strane Razi- i Kobayashi-a (1993.), koji su koristili detaljnu metodu konačnih elemenata da pokažu da je za LVI doprinos ukupnoj brzini otpuštanja energije deformacije usled moda I bio zanemarljiv.

Zaostali naponi nemaju značajne efekte na istoriju kontaktne sile i deformacije, ali zato imaju uticaj na centralno pomeranje ploče. Za kompozitni laminat izložen udaru u prisustvu zaostalih napona, kontaktna sila raste sa povećanjem mase impaktora, debljine i interlaminarne smicajne čvrstoće laminata [6].

U studiji [7] istraživan je udar u Glass/Epoxy laminatnu kompozitnu ploču, pri sobnoj temperaturi, upoređujući numeričke i eksperimentalne rezultate. Izvedeni su sledeći zaključci iz tako dobijenih rezultata:

- kontaktna sila raste sa povećanjem udarne energije

- strana oblasti udarnog oštećenja povećava se sa uvećanjem mase impaktora, pri konstantnoj energiji udara i konstantnoj brzini udara
- manja masa impaktora rezultuje delaminacijom i matričnim prskotinama, pre nego lomom vlakana pri nižim nivoima energije [7].

2.6 Standardi udarnih testova u kompozitnim materijalima

Za ispitivanje udara u kompozitne materijale definisani su i specificirani standardi pri tim procedurama. Usled velikog broja parametara, koji mogu da utiču na udar tokom testiranja jednog kompozitnog panela, uobičajeni standardi su razvijeni u proteklih petnaest do dvadeset godina. Ovi standardi dozvoljavaju da brojni parametri budu isključeni iz ispitivanja i stoga omogućavaju da se testovi fokusiraju na određene osobine laminata.

Glavni standardi raspoloživi za testiranje udarnog oštećenja kompozita dati su ispod:

- Boeing Standard D888-10026 – *Test Methods for Advanced Composites*
- ASTM D7136 – *Measuring the Damage Resistance of a Fibre-Reinforced Polymer matrix Composite to a Drop Weight Impact Event*
- Airbus AITM1-0010 – *Determination of Compression Strength After Impact.*

Gornji standardi razvijani su istovremeno sa ASTM 7137 standardom, baziranom na Boeing Standard BSS 7260, koji je efektivno identičan sa poslednjim Boeing Standardom D888-10026 (Adams, 2005.). Usled sličnosti između procedura testiranja i opreme gornjih standarda, testiranje udara sprovedeno u saglasnosti sa nekim od njih, proizvešće uporedive rezultate sa druga dva standarda testa.

2.7 Metode analize udara

2.7.1 Metoda konačnih elemenata (MKE)

Metoda konačnih elemenata - MKE (FEM, Finite Element Method) je numerička metoda za simulacije, analize i razne proračune, poput diferencijalnih jednačina, integracija itd. MKE je postala jedan od dominantnih alata za projektovanje od strane inženjera u današnje vreme. To je jednim delom i zbog povećanih performansi desktop računara, radnih stanica i tzv. "mainframe" računara. U MKE struktura sa

kompleksnim granicama i osobinama može biti diskretizovana u serije malih konačnih elemenata. Unutar svakog elementa, aproksimacije mogu biti učinjene u varijaciji parametara; takvih kao pomeranja, deformacije, naponi, a koristeći diferencijalne jednačine kretanja. Za opšti problem, kada su granični uslovi zadovoljeni, jedinstveno rešenje može biti dobijeno rešavanjem varijabli elemenata. MKE je pogodna za primenu na računarima, zato što iterativan postupak rešavanja može biti programiran za automatsko izvršenje (numeričko rešavanje).

Dve glavne tehnike za rešavanje MKE su:

- implicitna metoda i
- eksplicitna metoda.

2.7.2 Implicitna metoda

U implicitnoj metodi opšta ravnoteža se prvo postiže iteracijom, nakon koje sledi procena varijabli lokalnih elemenata. Ako ravnoteža nije postignuta, ova metoda postaje proračunski skupa, pošto matricni koeficijenti treba da se rekalkulišu sa različitim vremenskim koracima. Implicitna metoda je bezuslovno stabilna, dozvoljavajući upotrebu većeg inkrementa vremenskog koraka. Pogodna je za probleme koji teže da budu visoko linearni, statički i kvazi-statički. Komercijalno raspoloživi softveri za primenu implicitne metode su: ABAQUS, ANSYS, NASTRAN, LUSAS [2].

2.7.3 Eksplicitna metoda

Eksplicitna metoda dozvoljava rešavanje problema MKE element po element. U poređenju sa implicitnom metodom nema zahteva za opštom matricom, pošto brzine i pomeranja čvorova mogu biti računati direktno, koristeći šemu integracije centralne razlike. Ipak, vremenski korak je ograničen po veličini za numeričku stabilnost. Shodno tome, ova metoda se razmatra kao uslovno stabilna, jer ako je vremenski korak preveliki, nastaću značajne numeričke greške. U ovoj metodi nema zahteva za ravnotežom, zato je ona pogodna za visoko dinamičke analize, kao što je udar visoke brzine. Eksplicitni kodovi konačnih elemenata sada se intenzivno koriste u aerokosmičkoj, nuklearnoj i železničkoj tehnici. Tako se simuliraju: udar ptice, bezbednost transporta boca, sudar vozova itd. Najpoznatiji komercijalni softveri analize eksplicitnom metodom su: PAM-CRASH, LS-DYNA i RADIOSS [3].

3. OŠTEĆENJA U KOMPOZITNIM LAMINATIMA

3.1 Kompozitni laminati

3.1.1 Kompoziti

Kompoziti su složeni tehnički materijali dobijeni kombinacijom dva ili više posebna materijala. Nekada se mogu definisati i kao “mešavine u kojima se dva ili više različitih materijala kombinuju da formiraju pojedinačnu strukturu sa identifikovanim interfejsom” (Goodrich, 2007.).

Upotrebom kompozitnih materijala ostvaruju se brojne prednosti, od kojih su najvažnije: izražena specifična čvrstoća i krutost, mala masa i visoka otpornost strukture na zamor i hemijske uticaje. Takve okolnosti dovele su do rasprostranjene primene kompozitnih materijala za izradu određenih struktura. Primenom tih kompozitnih struktura ušteda se ostvaruje na račun povećane efikasnosti, usled smanjenja mase; kao i produženog životnog veka strukture, zbog visoke otpornosti na zamor [8].

U samom procesu projektovanja i proizvodnje, kompoziti pružaju mogućnost integracije više delova složene geometrije u jednu funkcionalnu celinu, što je teško ostvariti konvencionalnim materijalima i metodama obrade. Korišćenje ovih materijala omogućava krajnjem korisniku velike uštede, kao i manja početna ulaganja, jer su razvoj alata za njihovu proizvodnju i njihova cena značajno niži, nego kod proizvodnje uobičajenim metodama. U današnje vreme, kada je pored funkcionalnosti u prvom planu dizajn proizvoda, kompoziti se nameću kao najbolje rešenje, zbog svoje velike fleksibilnosti pri postupcima izrade, a koja omogućava laku izradu delova najrazličitije i složene geometrije.

Atraktivnost kompozita leži u njihovim dobrim osobinama; takvim kao čvrstoća, krutost, otpornost na koroziju, zamorni vek. Kompoziti se široko koriste za izradu delova letelica; kao što su to: krilo (elejroni, flapsovi), stabilizatori, krmila, delovi trupa itd. To je razlog zašto je sveobuhvatna analiza i ispitivanje kompozitnih struktura imperativ za aerokosmičku industriju.

Ciljevi razvoja i proizvodnje kompozita jesu iskoristiti superiorne osobine konstitutivnih materijala, a eliminisati manje vredne i neželjene osobine (Niu, 1992.).

Kontinualni vlaknasti kompoziti, kao Boron/Epoxy i Carbon/Epoxy, nastali su 60-tih i 70-tih godina prošlog veka i od tada do danas procentualna zastupljenost u strukturama im se povećavala.

Rezultujući unapređeni kompoziti imaju široki opseg izuzetnih osobina, kada se uporede sa metalima i njihovim legurama. Neki od primarnih benefita unapređenih kompozitnih materijala su:

- čvrstoća i krutost mogu biti prilagođene u pravcu dejstva opterećenja, kontrolom orijentacije vlakana
- viša krutost i čvrstoća za datu masu materijala
- veći otpor na oštećenje usled zamora
- fleksibilnost u proizvodnji, pošto se strukture mogu oblikovati od sirovih materijala pre tretiranja (Niu, 1992.; Baker, 2004.).

Usled prednosti Carbon Fibre Reinforced Plastics (CFRP), u odnosu na metale, oni su u većoj upotrebi u primarnoj strukturi letelica; kao što su to avioni F-22 Raptor i F-35 Joint Strike Fighter (Griffiths, 2005.; GlobalSecurity, 2006.). Na slici 3.1 data je raspodela upotrebljenih materijala u konstrukciji novog aviona Boeing 787 (Dreamliner) [9]. Iz nje se vidi koliko veliko učešće u konstrukciji ovog aviona imaju kompoziti (posebno karbon laminati). Taj avion je u operativnoj upotrebi od septembra 2011. godine.



Slika 3.1 Raspodela materijala u konstrukciji aviona Boeing 787

Međutim, i pored toliko prednosti, oni imaju i određene nedostatke, a to su: neusavršen proces projektovanja, redukovane mehaničke osobine pri povišenoj temperaturi i sadržaju vlage, teškoće u detektovanju oštećenja tokom upotrebe, manjak dostupnih podataka iz njihove dosadašnje eksploatacije (Niu, 1992.).

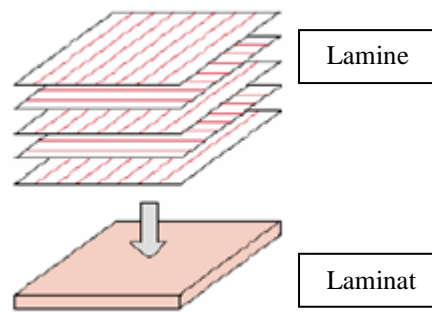
Verovatno najznačajniji nedostatak kompozitnih materijala za strukture letelica su loše karakteristike izvan ravni, usled manjka prisutnih vlakana po debljini laminata (Gay i Hoa, 2007.). Ovo vodi ka osetljivosti na koncentrisana transverzalna opterećenja, takva kao što su ona proizvedena udarom, čineći kompozite, ne kako se ranije mislilo, skoro “idealnim” rešenjem za aerokosmičke strukture. Primena vlaknima ojačanih kompozita, posebno u vazduhoplovnoj industriji, sve je veća i proteže se od komercijalnih do vojnih letelica.

Generalno, u vazduhoplovstvu su poslednjih godina aktuelne laminatne (kompozitne) strukture, koje u osnovi imaju više slojeva u polimerizovanoj matrici (smoli). Odabirom kompozitnih materijala povećava se raspoloživi prostor u trupu letelice, uz istovremeno povećanje performansi i smanjivanje otpora. Koristi se ogledaju u odnosu čvrstoće i mase, smanjenom vremenu za održavanje tokom eksploatacije, produženom životnom veku vazduhoplova, smanjenom ukupnom broju strukturalnih delova i podsklopova i manjem broju takozvanih veznih elemenata [10].

Materijali sa nižom žilavošću loma imaju bolje balističke performanse od onih sa višom žilavošću loma. Žilavost loma zahteva prilagođavanje sa zateznom čvrstoćom laminata za najbolje balističke performanse (mala žilavost loma i visoka čvrstoća) [11].

3.1.2 Laminati

Među kompozitnim materijalima laminati su najzastupljeniji u savremenim strukturama i oni su sastavljeni od slojeva (lamina ili lamela). Na slici 3.2 predstavljen je laminatni kompozit.



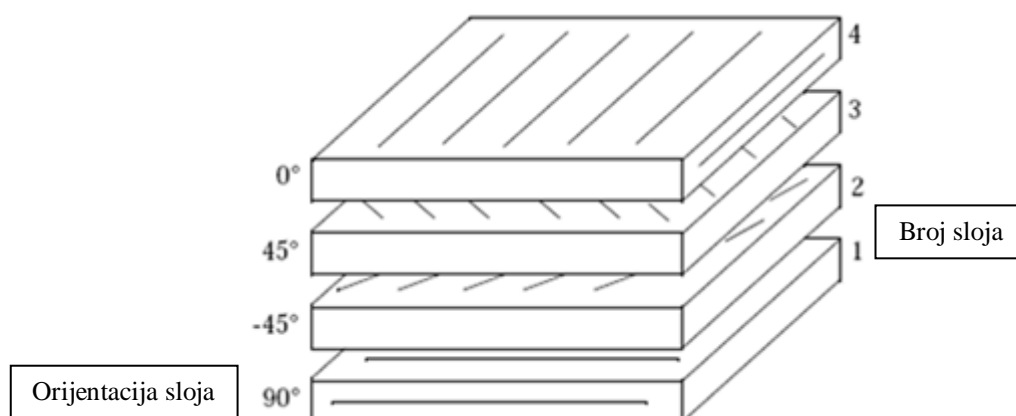
Slika 3.2 Nastanak laminata

Svaki od ovih slojeva ima sopstvene ortotropne osobine i oni su orijentisani jedan prema drugom pod određenim uglom. Kada su ti slojevi spojeni međusobno, oni deluju kao jedan celovit materijal. Mogućnost da se vlakna orijentišu u određenim pravcima dozvoljava projektantima da prilagode mehaničke osobine, tako da oni uspešno odgovore na postojeća sredinska opterećenja.

Slojevi laminata tipično su napravljeni od vlakana spojenih sa matricom. Pri tome se koriste određene specijalne vrste materijala za izradu i vlakana i matrica.

Osobine laminata definišu: redosled slaganja, debljina, kao i ugao nagiba i vrsta materijala svakog sloja.

Nekoliko teorija otkaza kompozita, kao što su: Tsai-Wu, Hoffmann, Hill, Teorija maksimalnog napona i Teorija maksimalne deformacije, na raspolaganju su za predviđanje otkaza sloja kompozita (vidi deo 3.12). Broj i orijentacija (ugao nagiba) sloja laminata prikazani su šematski na slici 3.3.



Slika 3.3 Šematski prikaz broja i orijentacije sloja laminata

Laminirani vlaknasti kompoziti izrađeni su slaganjem unidirekcionalnih ili tkanih lamina (slojeva) sa različitim orijentacijama vlakana u matrici. Unidirekciona lamina može biti sastavljena od jednog ili više slojeva materijala u matrici, ali su sva vlakna raspoređena u istom pravcu. Krutost i čvrstoća u pravcu vlakana tipično su mnogo veći nego u transverzalnim pravcima, zavisno od materijala matrice i kvaliteta veze vlakno/matrica. Unidirekcionalne lamine su ortotropne, sa različitim osobinama u glavnim pravcima materijala (paralelno ili normalno na vlakna). Prema tome, efektivne osobine laminata variraju sa orijentacijom, debljinom i redosledom slaganja individualnih slojeva. Specifična krutost vlakna može biti i više od trinaest puta, a specifična čvrstoća istih i šesnaest puta veća od metala. Stoga postoji potencijal za upotrebu struktura sa manjom težinom kroz upotrebu unapređenih kompozita.

Laminatni kompoziti se široko koriste kao strukturni materijali, posebno u aerokosmičkim i automobilskim strukturama, kao i onim za potrebe vojne industrije. Njihova popularnost može biti uglavnom pripisana dvema bitnim karakteristikama. Prva je visok odnos kapaciteta nosivosti opterećenja prema težini. Dok je druga ta da njihove osobine mogu biti prilagođene promenom debljine, orijentacije ili redosleda slaganja individualnih slojeva, sa ciljem dobijanja željenog odgovora pod datim uslovima opterećenja.

Ipak, oni nisu otporni na dejstvo udarnih opterećenja. Udar izvan ravni, koji izaziva BVID dovodi do smanjenja kompresivne čvrstoće, čak i do 60 % i nepredvidljivih katastrofalnih otkaza.

Da bi se optimizovale osobine laminiranih kompozita na ovaj način, potrebni su analitički i proračunski alati, koji mogu tačno i efikasno predvideti njihove osobine pri određenim uslovima. Konvencionalne teorije ploče/ljuske ne rešavaju optimizaciju slojeva i stoga su neadekvatne za modeliranje važnih mehanizama oštećenja na nivou sloja, kao što je delaminacija.

S druge strane, usled male debljine slojeva, kada se porede sa ukupnim strukturnim dimenzijama, opšte tehnike analize kao 3D metode konačnih elemenata, dosta su skupe. Zato su i razvijene nove analize kompozitnih laminata. Jedna od njih je i tzv. formulacija konačnog elementa, bazirana na višestrukoj teoriji ploče, a predstavlja prvi korak ka razvoju efikasnog proračunskog okvira, koji može biti korišćen da se prouči

odgovor i raspodela oštećenja unutar kompozitnog laminata izloženog dejstvu dinamičkog udarnog opterećenja.

Prednosti laminatnih kompozita u poređenju sa konvencionalnim materijalima su brojne, kako je već ranije i rečeno. Međutim, stvarna unapređenja laminatnih kompozita u odnosu na konvencionalne materijale, trebaju biti procenjena sa tehničke i ekonomske tačke gledišta.

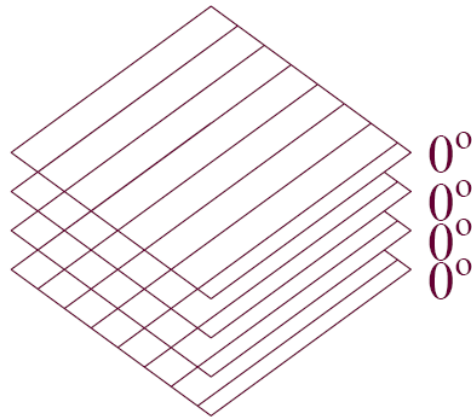
Sa tehničkog stanovišta kompoziti imaju značajne prednosti. Ušteda na težini je značajna u odnosu na metale. Oni mogu obezbediti strukture koje su 25 - 45 % lakše od konvencionalnih struktura projektovanih da zadovolje iste funkcionalne zahteve. Kompoziti imaju specifičnu zateznu čvrstoću (odnos čvrstoće i gustine materijala), oko 4 do 6 puta veću od čelika ili aluminijuma. Specifični modul (odnos krutosti prema gustini) kod ovih materijala je približno 3 do 5 puta veći od onog kod čelika ili aluminijuma. Granica zamorne izdržljivosti za kompozite je oko 60 % od njihove krajnje zatezne čvrstoće. Za čelik i aluminijum ova vrednost je znatno niža. Otpornost na koroziju vlaknastih kompozita vodi redukovanim troškovima održavanja tokom životnog ciklusa istih.

Sa ekonomskog gledišta, glavni faktori koji doprinose njihovoj konkurentnosti prema konvencionalnim materijalima su: smanjenje vremena izrade, fleksibilnost različitim proizvodnim zahtevima, niži troškovi izrade (alata i mašina), mogućnost obnavljanja strukture i trajnost.

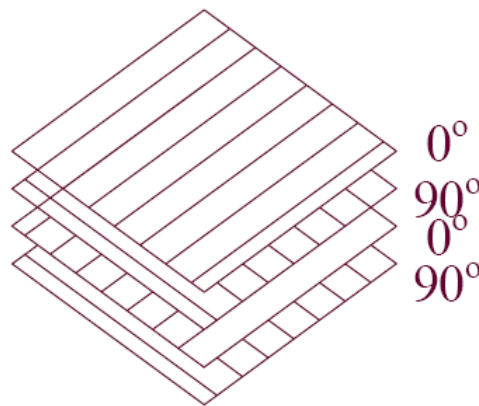
Prema orijentaciji vlakana u kompozitima, postoje unidirekcionalni i multidirekcionalni kompoziti.

Unidirekcionalni kompoziti (slika 3.4) imaju određenu, ali ne veliku primenu, zato što su njihove osobine anizotropne.

U strukturnim aplikacijama mnogo više koriste se multidirekcionalni kompoziti (slika 3.5). Da bi se dobile kvazi-izotropne osobine vlakna su orijentisana u različitim pravcima.



Slika 3.4 Šema unidirekcionalnog laminata



Slika 3.5 Šema multidirekcionalnog laminata

Većina kompozita, koji se koriste u inženjerskim strukturnim aplikacijama, pojavljuju se u vidu laminata. Laminirani kompoziti sastoje se od višestrukih lamina ili slojeva, koji su orijentisani u različitim pravcima i spojeni zajedno u integralne strukturne jedinice. To je iz razloga što su unidirekcioni laminati veoma slabi u pravcu poprečno na vlakna, kao rezultat lošijih osobina matrica.

Ispitivanje efekata oštećenja u kompozitnim strukturama bilo je do sada fokus mnogih inženjerskih studija.

Engblom i Havelka (1991.) su koristili kombinovani, analitički i eksperimentalni prilaz, da razviju modele oštećenih kompozitnih struktura. Tom prilikom eksperiment je kvantifikovao efekte četiri glavna mehanizma oštećenja, sa varijacijom karakteristika krutosti i prigušenja. Podaci dobijeni iz eksperimenata korišćeni su da se unaprede

postojeći modeli oštećenja bazirani na konačnim elementima, isto kao i da se poboljšaju predviđanja promena u osobinama materijala. Rezultati istraživanja pokazali su da efekti delaminacije i prskanja matrice mogu mnogo da utiču na preostale osobine i dinamičke karakteristike laminata. Da bi se razlikovali određeni mehanizmi otkaza, razvijeni su kriterijumi otkaza i oni su inkorporirani u samu procenu oštećenja kompozita.

Hashin (1980.) je koristio kriterijum otkaza baziran na naponu, da bi se razlikovali modovi otkaza, a Lee (1982.) je upotrebio sličan kriterijum zasnovan na naponu, da se delaminacija razlikuje od ostalih modova otkaza.

Yen, Cassin, Patterson i Triplett (1997.) sprovedli su progresivnu analizu otkaza tankih zidova kompozitnih cevi, usled udara niske energije. Ova studija je takođe bila komparativna sa eksperimentalnom i analitičkom analizom. Razvijeni kriterijum otkaza je integrisan u eksplicitni kod dinamičke analize za predviđanje otkaza kompozitnih cevi. Tako dobijeni rezultati obezbeđuju dobru korelaciju sa eksperimentalnim podacima delaminacije, razdvajanja istorije sile udara i određenih modova kritičnih oštećenja. Pri tome, bio je predviđen i kod nelinearnog ponašanja usled progresije lokalnog oštećenja, a unutar makroskopski posmatranog kontinuuma.

Talreja (1986.) je proučavao intenzitet oštećenja u individualnim modovima oštećenja. Dobijene relacije pokazuju da intralaminarno oštećenje redukuje sve elastične module za oštećenje sa opštim orijentacijama i promenama inicijalne ortotropne simetrije laminata. Ali, interlaminarno oštećenje ne menja simetriju nego samo module. Ovaj model predstavlja efekte prskanja matrice na redukciju krutosti pri razvoju prskotine unutar sloja. Onda se model karakteriše modovima oštećenja, kao vektorskim količinama, koje inkorporiraju geometrijske osobine oštećenja.

Cantwell, Curtis i Morton (1984.) sprovedli su test udara niske energije i zamora na Carbon/Fiber laminatu. Nađeno je da efekti udara redukuju preostalu čvrstoću laminata. Proučavani su efekti i različitih energija udara i efekti zamora, kao dalje mere za procenu preostale čvrstoće nakon udara. Učinjeni su takođe pokušaji i naponi da se pokaže da integracija tkanih materijala u redosled slaganja laminata, na mesto pojedinačnih naizmeničnih slojeva, znatno poboljšava osobine tih materijala. Konstatovano je da redosled slaganja slojeva svakako igra glavnu ulogu u određivanju otpora na udar kod nekog kompozitnog panela.

Reddy, Rehfield i Haag (1984.) izvršili su eksperimentalne i analitičke analize laminiranih kompozitnih ploča sa prepisanim delaminacijama poznatog oblika i veličine, kao defekta na strukturno ponašanje. Formirana su dva različita modela konačnih elemenata u modelu sa delaminacijama. Prvi, jednostavno redukuje broj elemenata grede, korišćenih da se slojevi zajedno povežu. Drugi, koji je najbliži ovom projektu, smanjuje modul aktivnih elemenata u modelu. Prema tome, nastaje slabljenje strukture u ovakvim oblastima. Rezultat modela konačnog elementa pruža procenu degradacije, kada se uporedi sa eksperimentalnim rezultatima.

Laminirani kompoziti se mnogo koriste u nosećim strukturama, zbog brojnih prednosti u odnosu na konvencionalne materijale, posebno u strukturama letelica. Oni imaju izuzetne karakteristike, takve kao što su: visoka specifična čvrstoća i krutost, mala gustina, dobre osobine na zamor, otpornost na koroziju i visoke temperature, sposobnost da se kreiraju složeni oblici. Za implementaciju kompozitnih materijala u vazduhoplovstvu, najvažnija karakteristika je njihovo ponašanje pri dinamičkim opterećenjima i otpornost na zamor [12].

MATLAB kod može biti korišćen kao konvencionalni prilaz u projektovanju kompozitnih laminata. Inputi za analizu su: osobine materijala, ograničenja materijala, broj slojeva vlakana, orijentacija i debljina svakog sloja, kao i uslovi opterećenja. Ove vrednosti se onda koriste u odgovarajućim jednačinama, baziranim na Hook-ovom zakonu za dvo-dimenzionalne unidirekionalne laminate, da se odrede opšti i lokalni naponi i deformacije [videti poglavlje 5].

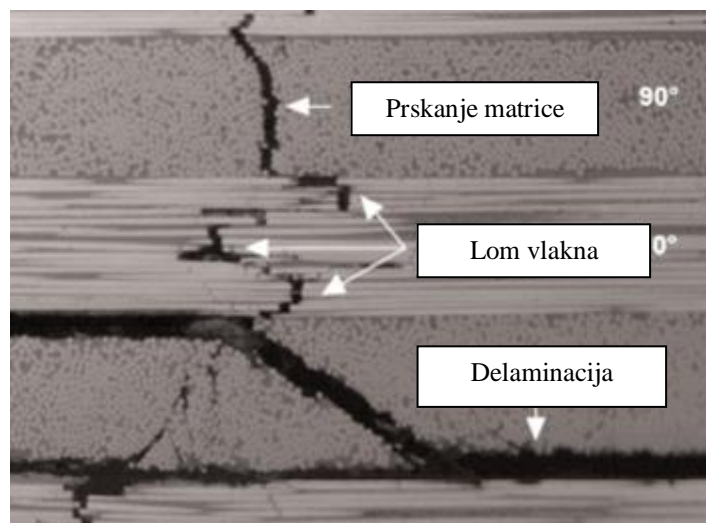
3.2 Mehanizam i akumulacija oštećenja usled udara

Kompozitni laminati skloni su udarnom oštećenju (dejtvom udara) i to iz nekoliko razloga. Prvo, obično ne postoji ojačanje u pravcu debljine kompozitnih laminata. Dakle, van ravni ponašanje laminata je uglavnom zavisno od osobina matrice. Stoga, u većini kompozitnih laminata nizak otpor od tankog smolom bogatog interfejsa između susednih slojeva dovodi do delaminacije pod udarnim opterećenjem. Osim toga, zbog krutih svojstava kompozita i nedostatka mehanizama plastične deformacije, posebno karbonom ojačanih kompozita, oni su više podložni uticaju udarnih oštećenja u odnosu na metale. Metali mogu da imaju plastične deformacije pri visokim nivoima

napona, ali oni i dalje poseduju mogućnost da zadržavaju svoj integritet. Dodatno, laminirana konstrukcija korišćena da se smanji anizotropija slojeva, čini kompozite osetljivim (ranjivim) na udarna oštećenja [13].

Udarom izazvani otkazi u kompozitima, javljaju se obično u pojedinačnom obliku ili kombinaciji sledećih modova (slika 3.6):

1. delaminacija
2. prskanje matrice
3. lom vlakna [14].



Slika 3.6 Tipovi oštećenja u laminatima ojačanim vlaknima pri udaru [14]

Nekoliko parametara utiče na kvantitet i kvalitet udarnog oštećenja u kompozitnim laminatima.

Pri tome, početna kinetička energija impaktora igra izuzetno važnu ulogu, ali takođe postoje i drugi parametri, koje treba uzeti u obzir. Velika masa impaktora sa niskom početnom brzinom, može imati potpuno istu kinetičku energiju, kao i manja masa sa većom početnom brzinom. Međutim, iznosi i obrisi takvih oštećenja sasvim su različiti. Oštećenje može biti lokalizovano u maloj zoni udara u jednom slučaju, ali može uticati i na ukupni odgovor strukture u drugom [13].

Za osobine materijala takođe se smatra da imaju veliki efekat na udarni odgovor strukture i to putem uticaja ukupne krutosti strukture i krutosti kontakta između projektila i mete. Krutost mete nije samo pod delovanjem osobina materijala, već takođe i debljine laminata, veličine strukture i graničnih uslova. Dinamika udara i tako nastalo

udarno oštećenje su takođe pod uticajem karakteristika udarnog sredstva (odnosno impaktora). Ovo uključuje gustinu, elastične osobine, oblik, početnu brzinu i incidentni ugao impaktora [13].

Efekti preopterećenja i sredinski uslovi su takođe parametri, koji utiču na udarni odgovor kompozitne strukture [13].

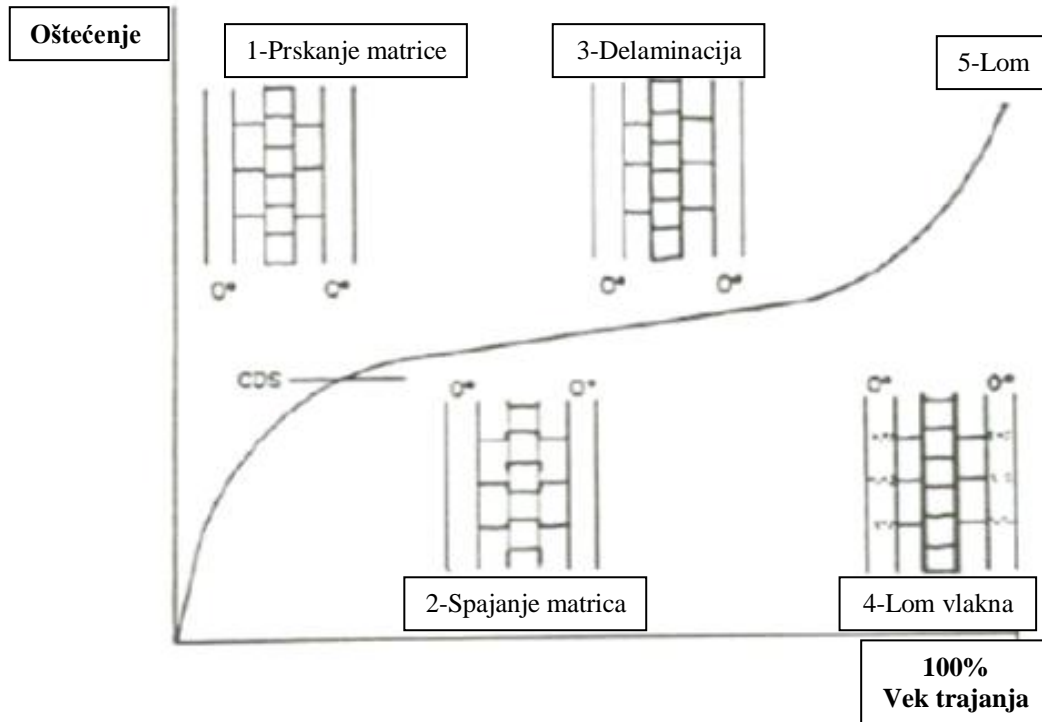
Kada se strukture izlože visoko amplitudnim ili ponovljenim opterećenjima, čvrstoća i integritet istih mogu biti ugroženi. Tada dolazi do redukcije elastičnosti, što može eventualno voditi ka otkazu strukture tokom vremena. U heterogenim materijalima, postoji nekoliko mehanizama oštećenja, koji dovode do otkaza u istim.

Kompoziti mogu biti više osetljivi na opterećenje, kao što je to udar, zato što oni apsorbuju energiju uglavnom preko mehanike loma, pre nego elastičnosti i plastičnosti (Cantwell, Curtis, Morton; 1984.). Kako su različiti uslovi opterećenja primenjeni na kompozitni element, unutrašnji sastav istog može biti oštećen sa mehanizmima, kao što su to: prskanje matrice, delaminacija, lom vlakna i lokalno izvijanje. Primarni modovi otkaza matrice karakterišu se prskotinama i one se kreću paralelno sa vlaknima, u slojevima koji nisu poravnati sa glavnim pravcem zateznog opterećenja. Sekundarni otkaz matrice uzrokuje prskotine, njihovo širenje u susednim slojevima i pojavu delaminacije.

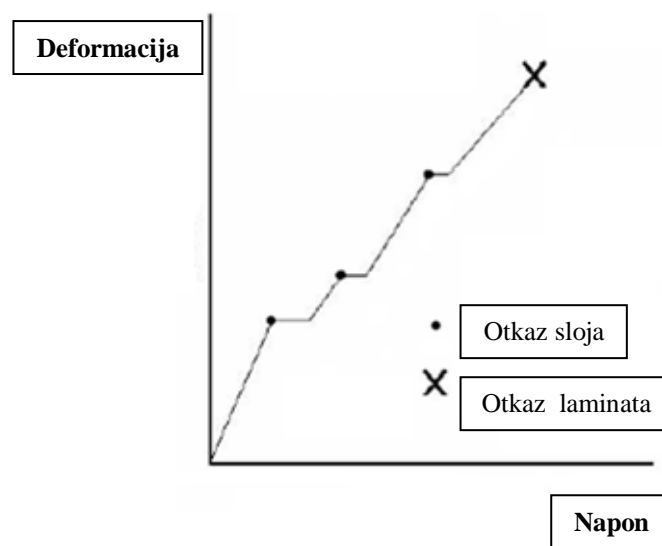
Delaminacija, nazivana i razdvajanje slojeva, karakteriše se prskotinom, koja se širi unutar interfejsa materijala matrice između slojeva. Pomenuti slojevi mogu sadržavati vlakna različite orijentacije. Uočeno je da se delaminacija javlja samo u prisustvu matričnih prskotina. Kako se oštećenje usled delaminacije akumulira, karakteristike materijala se menjaju, sve dok konačno struktura ne otkaze u obliku loma vlakna (Talreja, 1986.).

Slika 3.7 pokazuje karakteristike progresije oštećenja u laminiranom kompozitu. Na lokacijama gde se počinje javljati otkaz, krutost je redukovana i okolni materijal mora nositi opterećenje. Zbog toga što su vlakna noseći materijal u kompozitu, kada ona otkazu i struktura je posledično tome ugrožena. Otkazi se javljaju u stadijumima, gde jedan slučaj oštećenja može voditi ka seriji otkaza unutar materijala, kako je prikazano na krivoj napon-deformacija, slika 3.8. Otkazi unutar sloja se označavaju kao intralaminarni, a otkazi između slojeva se nazivaju interlaminarnim. Svaka tačka na slici 3.8 je bazični prikaz otkaza unutar sloja u kompozitnoj ploči. Kao posledica otkaza

slojeva, krajnji rezultat je ukupni otkaz kompozitnog laminata. Ova slika implicira na to da je otkaz u sloju skoro iznenađan. Ali u realnosti otkaz je progresivan, jer se mehanizmi, kao što je prskanje matrice, javljaju postepeno pre nego trenutno (Sun, 2003.).



Slika 3.7 Razvoj oštećenja u laminatnom kompozitu [13]



Slika 3.8 Proces otkaza u laminatnom kompozitu [13]

Strukturni otkazi u kompozitnim materijalima mogu biti inicirani na nekoliko načina. Oni se mogu javiti i kao posledica grešaka u procesu proizvodnje tih materijala. U nekim slučajevima otkaz je postepen usled opterećenja, takvih kao zamor niske amplitude. Otkaz može biti trenutani i katastrofalan usled opterećenja visoke energije, kao što je udar. U mnogim slučajevima, ukupna čvrstoća nije ugrožena, sve dok značajan broj nosećih vlakana ne otkáže.

Oštećenja u kompozitnim laminatima određuju životni vek noseće strukture. Opseg oštećenja sastoji se od oštećenja unutar sloja lamine; kao što su: lom vlakana, razdvajanje vlakana, popuštanje matrica, pucanje matrica. Isto tako nastaju i delaminacije između slojeva. Formirano oštećenje može ili ne uticati na neko drugo, već postojeće oštećenje.

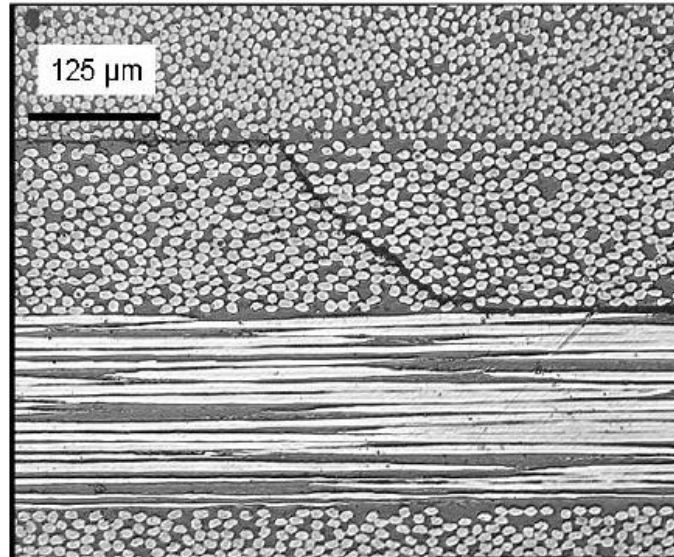
Udarni odgovor kompozitnih laminata bio je široko razmatran u literaturi i to najpre eksperimentalno. Ipak, i analitičke formulacije i numeričke implementacije su izvedene sa ciljem razmatranja interakcije materijala, predviđanja iznosa indukovanog oštećenja i procene rezidualnih osobina strukture. Posebno, mnogi naponi istraživača bili su usmereni na modeliranje istorije udara. Zarad toga, sasvim prosti zatvoreni oblici rešenja, jednostavni za upotrebu i efikasni, ali ograničeni na specifične slučajeve udara usled određenih pretpostavki, često su bili korišćeni [15].

Poprečno prskanje, takođe poznato i kao prskanje matrice, prikazano je na slici 3.9. Ono se dešava zbog napona generisanih mehaničkim ili termalnim opterećenjima. Rezidualni naponi nastaju zbog razlike u koeficijentima toplotnog širenja između susednih slojeva i skupljanja smole. Sistemi vlakno/epoksi visokih temperatura su veoma osetljivi na mikro prskanja. Samo prskanje matrice se razvija u slabijoj lamini višesmernog laminata. A otkaz slabije lamine će biti ograničen okolnom jačom laminom, čime se sprečava da se prskanje proteže u celom laminatu [16].

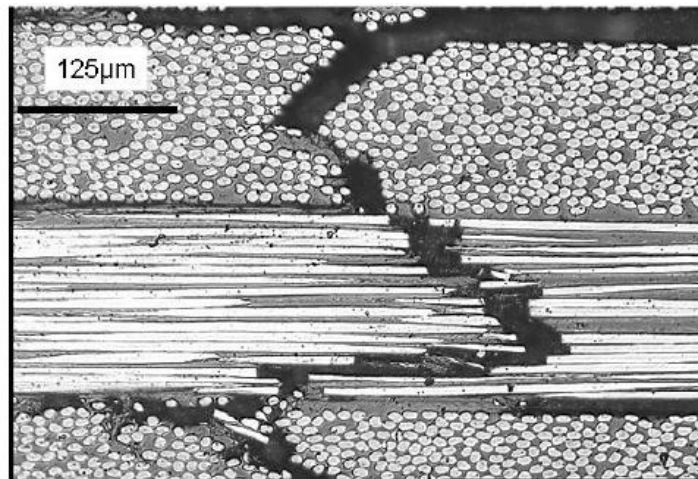
Ova ograničenja pukotine su označena kao matrične pukotine, jer su uočene u matrici. Kada ove pukotine matrice dostignu gornju granicu za gustinu (broj pukotine po jedinici dužine), stanje zasićenja je označeno kao karakteristično stanje oštećenja (Characteristic Damage State, CDS).

Lom vlakna prikazan na slici 3.10 je još jedno oštećenje, koje se javlja tokom eksploatacije kompozita. To se dešava kada napon u vlaknu prevazilazi samu čvrstoću tog vlakna [16].

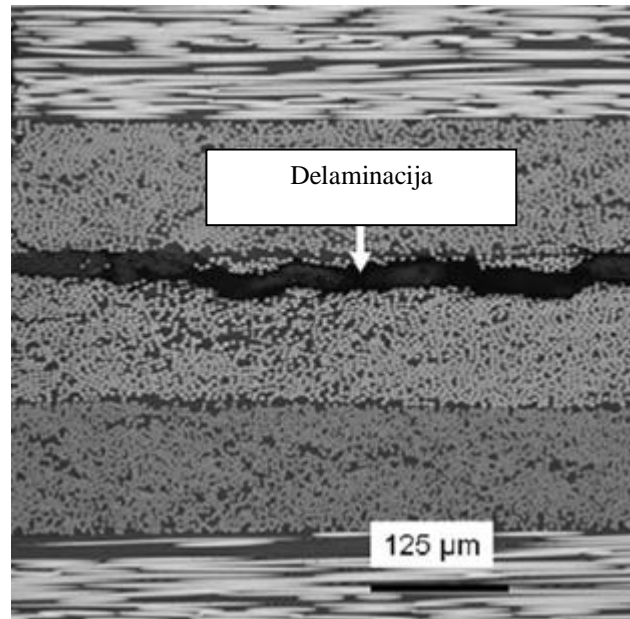
Delaminacija prikazana na slici 3.11 jedno je od glavnih oštećenja, koje se može javiti tokom veka trajanja kompozitne strukture. Ovaj tip oštećenja ima uticaj na čvrstoću i očekivani radni vek kompozitne komponente. Izvlačenje vlakna se obično dešava posle loma vlakna i razdvajanja vlakana od matrice [16].



Slika 3.9 Mikrografsko prskanje matrice u multidirekcionalnom laminatu [16]



Slika 3.10 Mikrografski lom vlakana u multidirekcionalnom laminatu [16]



Slika 3.11 Mikrografska delaminacija u multidirekcionalnom laminatu [16]

Napon pri kom se pojavljuje prvo oštećenje, u najslabijoj lamini, označen je kao napon otkaza prvog sloja (First-ply Failure Stress, FPF). Uočeni FPF napon će biti mnogo manji nego krajnji napon otkaza laminata, koji se naziva ultimativni otkaz laminata (Ultimate Laminate Failure, ULF), i često se koristi u eksploataciji laminata.

Uticaj procesa proizvodnje na mehaničko ponašanje materijala važan je aspekt u studijama o polimernim kompozitima. Mnogi od ovih materijala zahtevaju kod izrade tretiranje visokom temperaturom, uzrokujući rezidualne napone u finalnoj strukturi. Ti naponi su uzrokovani neodgovarajućom toplotnom ekspanzijom konstituenta i hemijskim skupljanjem polimera. Zaostale napone izaziva i termički nesklad između laminata i alata na kom se procesira polimer. Mnoga teorijska i eksperimentalna istraživanja sprovedena su o razvoju oštećenja tokom testiranja na zatezanje kompozitnih laminata i njihovog uticaja na vremenski nezavisna svojstva [16].

3.3 Razvoj oštećenja

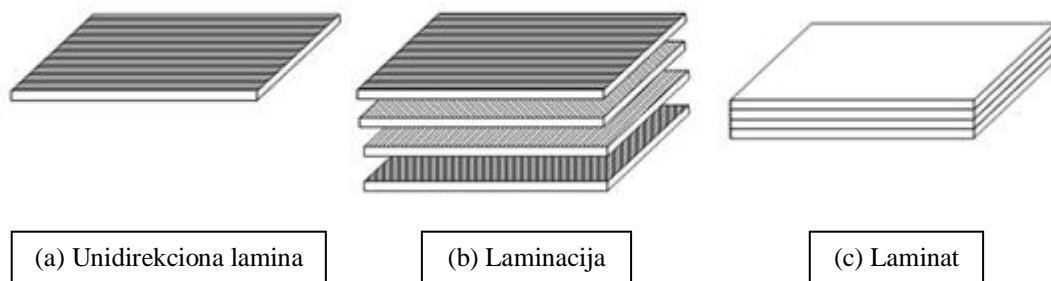
Postizanje određenih osobina jedan je od glavnih ciljeva u projektovanju kompozitnih materijala, tako da projektant može obezbediti odgovarajuće potrebne krutosti u različitim pravcima tih materijala.

Polimerni matrični kompoziti (Polymer Matrix Composites, PMC) koriste jaka, kruta vlakna ugrađena u matrice, da se oformi unidirekionalna lamina (Unidirectional Lamina, UDL), koja pruža neophodnu jačinu u pravcu vlakana. Kada je UDL opterećena na zatezanje, ona otkazuje pucanjem vlakana.

Pošto je deformacija do otkaza vlakana prilično velika, UDL može izdržati dovoljno velika opterećenja zatezanja. Obično, otkaz UDL uzorka će pokazati lom vlakana na slučajnim lokacijama, usled varijacije u čvrstoći vlakana zbog unutrašnjih defekata, a ovo se može objasniti pomoću odgovarajuće statističke distribucije za čvrstoću vlakana. Ako je, sa druge strane, obična tanka UDL poprečno opterećena, normalno na pravac vlakna, ona otkazuje iznenada pojedinačnom prskotinom, koja leži u matrici između vlakana ili na interfejsu vlakno/matrica, bez prethodno primetnog razvoja oštećenja. Dakle, čvrstoća i krutost UDL su vrlo visoke u pravcu vlakana, ali su dosta niske poprečno na pravac prostiranja vlakana [16].

Da se obezbedi zahtevana čvrstoća i krutost u poprečnom pravcu, dve ili više lamine koje imaju vlakna duž različitih pravaca zajedno su naslagane. Tako se formira tzv. kompozitni laminat (slika 3.12). Redosled i orijentacija vlakana za lamine, od vrha do dna, poznat je kao konfiguracija „lay up“ i njen izbor (i optimizacija) je važan korak u postizanju željenih svojstava u određenim pravcima kod kompozitnih struktura.

Za neoštećeni laminat, stanje napona u svakoj lamini je konstantno i ravansko, izuzev na slobodnim ivicama gde je trodimenzionalno. Naponi, deformacije i osobine efektivne krutosti u laminatu mogu se dobiti tzv. "klasičnom teorijom laminiranih ploča" (Classical Laminated Plate Theory, CLPT).



Slika 3.12 Šema laminacije pri projektovanju kompozitnih struktura

Šematski opis razvoja oštećenja u kompozitnim laminatima pri zatezanju prikazan je na slici 3.7. Na njoj je dato pet identifikovanih mehanizama oštećenja,

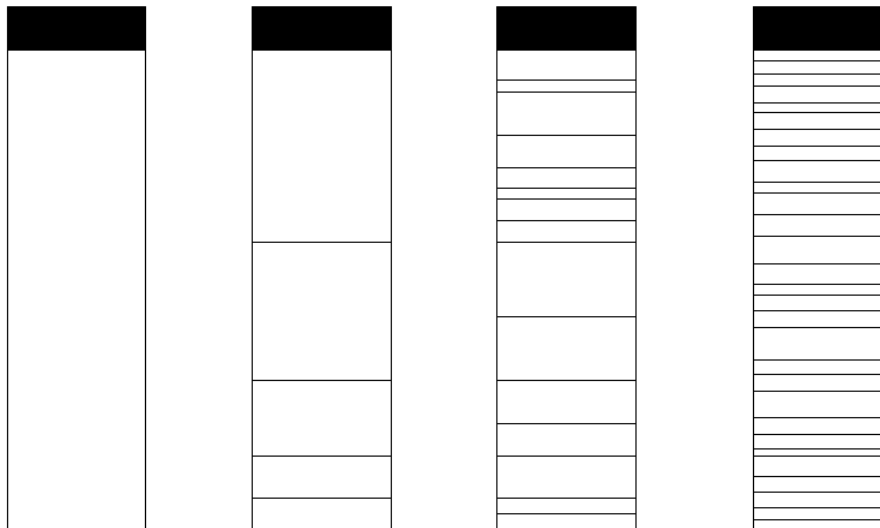
označenih po redosledu njihovog pojavljivanja. Iako je slika razvijena na osnovu eksperimenata na zamor, ona pruža osnove za kvazi-statičko opterećenje.

U ranoj fazi akumulacije oštećenja, višestruko prskanje matrice dominira u slojevima, koji imaju vlakna poređana poprečno u odnosu na pravac primenjenog opterećenja.

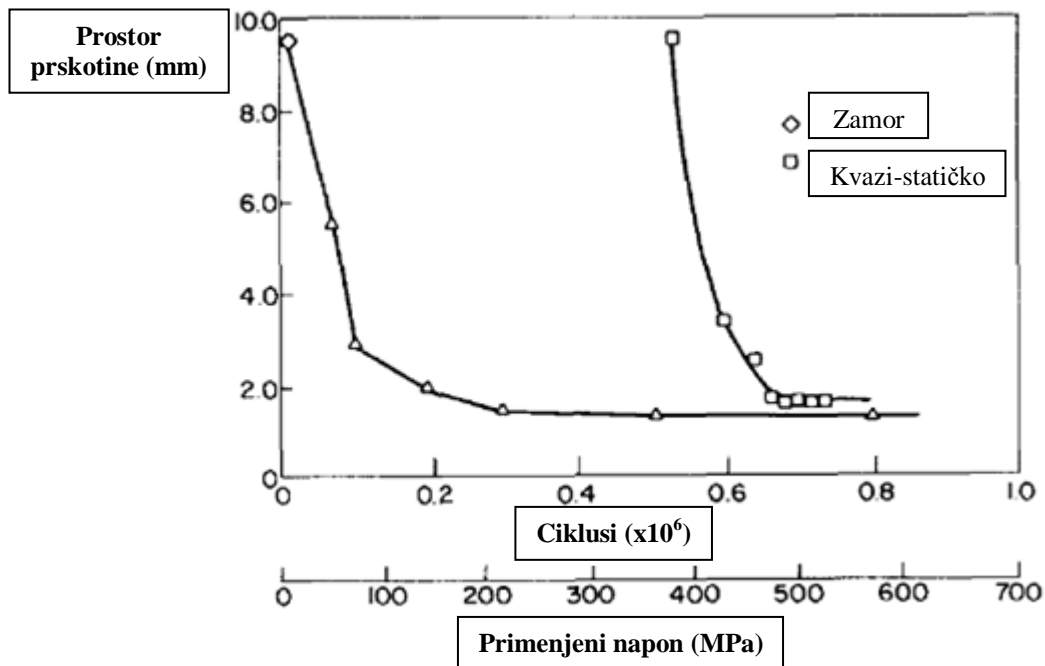
Statički testovi zatezanja na ukrštenim slojevima laminata su pokazali da se poprečno prskanje matrice može inicirati već na oko 0.4 - 0.5 % primenjene deformacije zavisno od konfiguracije laminata. One započinju od mesta oštećenja, kao što su šupljine, ili područja sa visokim zapreminskim udelom vlakana ili oblastima bogatim smolama.

Prskotine sloja rastu nestabilno duž pravca širine i brzo prelaze širinu uzorka.

Kako se primenjeno opterećenje povećava (ili je uzorak ciklično opterećen), javlja se sve više i više prskotina. Akumulacija prskotina sloja prikazana je na slici 3.13. U početku ove prskotine su neravnomerno raspoređene i izolovane jedne od drugih, odnosno nema interakcije među njima. Međutim, kako se one približavaju počinju da interaguju međusobno, tj zatezni naponi između njih se smanjuju i više ne mogu dostignuti nivo ranijih napona. Prema tome, dalje povećanje opterećenja je potrebno za stvaranje novih prskotina. Ovo je dobro ilustrovano na slici 3.14, sa nacrtima prostornog smanjenja prskotina, nasuprot opterećenju ili broju ciklusa.



Slika 3.13 Akumulacija intralaminarnih prskotina izvan ose sloja laminata [16]



Slika 3.14 Prostorni raspored prskotina u slojevima Graphite/Epoxy laminata kao funkcija kvazi-statičkog i zamornog opterećenja [16]

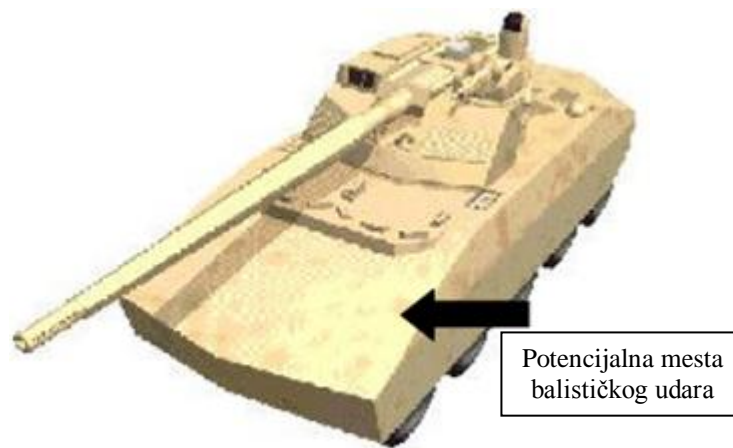
Stanje pri kojem dolazi do zasićenja gustine prskotine, često dostignuto samo pod zamornim opterećenjem, označava se kao "kritično stanje oštećenja" (Critical Damage State, CDS). Ovo stanje naznačuje završetak intralaminarnog prskanja. Dalje opterećenje izaziva inicijaciju prskotina poprečno na primarne (intralaminarne) prskotine, koje leže u slojevima susednim sa onima iz primarnih prskotina. Ove prskotine, poznate kao sekundarne prskotine, male su veličine i mogu uzrokovati interslojno razdvajanje, čime se iniciraju interlaminarne prskotine. Interlaminarne prskotine su u početku male, izolovane i distribuirane u tzv. interlaminarnim ravnima. Nakon toga, neke interlaminarne prskotine se spajaju u trake nalik zonama, koje dovode do velikih opsega delaminacija. Ovo rezultuje gubitkom integriteta laminata u tim regionima. Dalji razvoj oštećenja je visoko lokalizovan, povećava se nestabilnost i uključuje nivo makro skale za lom vlakana. Finalni otkaz se manifestuje formiranjem putanje loma kroz lokalne regione sa otkazom i zato je on veoma stohastički. Kao cilj nameće se analiza subkritičnog oštećenja povezanog sa intralaminarnim prskanjem [16].

Samo intralaminarno ili poprečno prskanje sloja uzrokuje gubitke osobina krutosti u laminatu. Polje "mehanike oštećenja" odnosi se na razvoj metoda da se

predvidi inicijacija i razvoj intralaminarnih prskotina i njihov efekat na ukupne osobine krutosti laminata.

3.4 Osvrt na oštećenja u vojnim oklopnim sredstvima od kompozita

Kompozitni materijali se koriste za izradu struktura oklopnih ploča na specijalnim vojnim vozilima. Primer takvog oklopnog vozila je tenk prikazan na slici 3.15. Ova vozila mogu biti izložena visokim prelaznim opterećenjima, kao posledica dejstva balističkog udara, ali i cikličnim opterećenjima tokom eksploatacije.



Slika 3.15 Tenk sa kompozitnim oklopom [16]

U strukturnim kompozitima udarno opterećenje izaziva oštećenje, koje ne mora uzrokovati trenutni otkaz. Ono može dovesti do kasnijeg otkaza pod uticajem radnih opterećenja (Cantwell, Curtis, Morton, 1984.).

Primer oštećenja, koje se može javiti u balističkim udarom opterećenim strukturama, prikazan je na slici 3.16. Fokus tih istraživanja je na odgovoru kompozitnih ploča, koje su tokom vremena izložene izuzetno velikim opterećenjima. Rezultat ovakvih opterećenja je kompletna eliminacija sposobnosti nosivosti u određenim regionima. To dovodi do gubitka preostale čvrstoće i uzrokuje katastrofalni otkaz.



Slika 3.16 Prikaz poprečnog preseka oštećenog oklopa od kompozita [16]

Kompoziti za oklopne strukture obično sadrže 20 % težinskog udela vlakna, a ostatak je matrica. Uz to, oblast vlakno-matrica može biti lako delaminirana. Kada projektil udari u kompozit, proizvode se dva talasa, longitudinalni i transverzalni, koji se šire od tačke udara. Longitudinalni talas pomera se ka osi vlakna, a transverzalni talas se udaljava od tačke udara, pri nižoj brzini u poređenju sa longitudinalnim talasom. Veći deo kinetičke energije projektila se transformiše u pravcu longitudinalnih vlakana, dok transverzalna vlakna malo apsorbuju energiju. a napon je zavisao od brzine udara. Vlakna koja poseduju visoku zateznu čvrstoću i imaju velike deformacije pre otkaza, mogu apsorbovati značajne količine energije, a ona poseduju isto i visok modul (E), nižu gustinu i rasipaju talas deformacije znatno dalje od tačke udara.

3.5 Predviđanje preostale čvrstoće kompozitnih laminata sa oštećenjima usled udara

Laminirani polimerni kompoziti se sve više koriste u mnogim strukturama. Glavne prednosti kompozitnih materijala su da orijentacije slojeva mogu biti idealno prilagođene prema rasporedu prisutnog opterećenja. Odabirom odgovarajuće kombinacije materijala ojačanja i matrica, mogu se proizvesti svojstva, koja tačno pristaju uslovima za određenu strukturu.

Moderne letelice, kako vojne tako i civilne, imaju strukture napravljene od kompozitnih materijala. Posebno, karbonskim vlaknima ojačana plastika (Carbon Fiber Reinforced Plastics, CFRP) dosta se koristi u avionskim strukturama, zbog superiorne

specifične čvrstoće i krutosti. Konvencionalni materijali za strukture letelica, kao što je to aluminijum, često se zamenjuju kompozitnim materijalima. Oni imaju manju gustinu, a veću čvrstoću i krutost od aluminijuma. Posledice toga su da manje i lakše strukture nose ista opterećenja, a to ima značajan uticaj na performanse, težinu, dizajn i cenu tih struktura.

Kompozitni materijali su relativno složeni po sastavu u poređenju sa metalima i zahtevaju specifične veštine i znanja za projektovanje, proizvodnju i kontrolu kvaliteta istih. U projektovanju aviona postoji jaka potreba da se predvide trajnost i tolerancija oštećenja strukturnih komponenti. Jedna od glavnih prepreka za efikasno korišćenje kompozitnih materijala je njihova osetljivost na prisustvo i uticaj oštećenja. Sadašnja filozofija projektovanja temelji se na rastu upotrebe kriterijuma oštećenja i ostvarena je pri ograničenim testiranjima i verifikacijama na komponentama.

3.5.1 Tolerancija na udarna oštećenja

Udarno oštećenje može uzrokovati značajne redukcije u stabilnosti i čvrstoći kompozitnih struktura. Oštećenja pri udaru male brzine, od na primer: udara ptica, fragmenata sa poletno-sletne piste, pada alata tokom proizvodnje ili operacija održavanja; mogu uzrokovati oštećenja ispod limita, nešto kao već pomenuto „jedva vidljivo udarno oštećenje“ (BVID). Ovaj tip oštećenja ne mora biti vidljiv golim okom i da bi se jasno uočio treba biti posmatran sa specijalnim uređajima (na pr. ultrazvučni C scan). Takvi tipovi oštećenja mogu dovesti do katastrofalnih otkaza, ako pravilne predostrožnosti i mere opreza nisu preduzete.

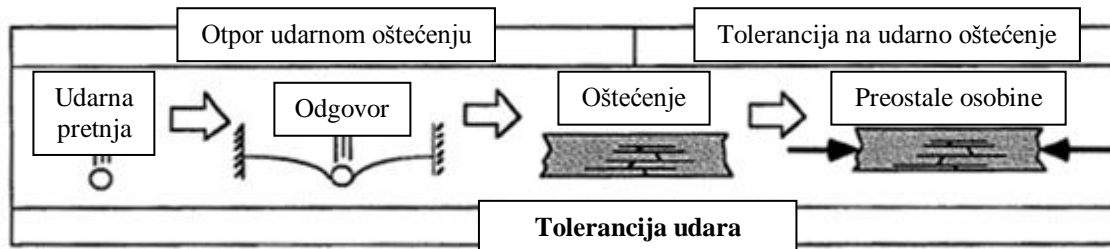
S obzirom da je takvo oštećenje teško za otkrivanje, posebno u radu, strukture moraju biti sposobne da funkcionišu bezbedno sa prisutnim BVID-om.

Kompleksan problem utvrđivanja efekata udarnog oštećenja može biti podeljen na dva subproblema, odnosno:

- I. Otpor udarnom oštećenju, koji se bavi odgovorom i oštećenjima uzrokovanim određenim udarom i
- II. Tolerancijom udarnog oštećenja, koja se odnosi na redukovanu čvrstoću i stabilnost strukture usled već nastalog oštećenja [17].

Cilj je, za probleme udare u kompozite, razviti pouzdane metode za procenu efekata oštećenja i parametre preostale čvrstoće nakon udara; drugim rečima da se odredi

tolerancija udara (slika 3.17). Studije iz te oblasti se uglavnom odnose na toleranciju udarnog oštećenja i predviđanje preostale čvrstoće kompozitne strukture, koja sadrži udarno oštećenje date veličine [17].



Slika 3.17 Tolerancija udara [17]

Otpor oštećenju kompozitnih materijala se meri njihovom sposobnošću da se suprotstave udarnom oštećenju. Alternativno, tolerancija oštećenja može biti razmatrana kao mera rezidualne (preostale) čvrstoće nakon određenog perioda upotrebe i primene opterećenja [18].

Kako bi se numerički optimizovao projekat kompozitnih struktura u toleranciji udarnog oštećenja, neophodno je modelovati dve zahtevane faze. Prva je faza samog udara (posebno permanentno uvlačenje), a druga je preostala čvrstoća nakon udara [19].

Brzi rast upotrebe kompozitnih materijala u strukturnim aplikacijama nametnuo je potrebu za detaljnim razumevanjem koncepata tolerancije oštećenja i otpora oštećenju. Kompleksnost i mnoštvo mehanizama oštećenja u kompozitima, dovode do toga da je njihovo ukupno mehaničko ponašanje visoko nelinearno i ekstremno teško za modeliranje.

Sa praktične tačke gledišta održivi prilazi za modeliranje nelinearnog odgovora kompozitnih struktura su kvantifikovanje razvoja oštećenja na makroskopskom nivou. Ovo zahteva formiranje kontinualnih modela, koji dozvoljavaju tačnu kvantifikaciju progresije oštećenja i rezultujućeg gubitka krutosti [20].

Eksperimentalna ispitivanja su efikasni načini da se utvrdi uticaj efekata oštećenja. Zahvaljujući činjenici da je testiranje skupo i dugotrajno, postoji velika potreba da se razviju metode proračuna, koje su brze i precizne, što pruža mogućnost za obavljanje određenih parametarskih studija sa inženjerske tačke gledišta [17].

U studiji udarnog oštećenja CFRP, tri glavne vrste oštećenja su značajne: lom vlakna, matrične prskotine i višestruke interlaminarne delaminacije. Najveći efekti udarnog oštećenja su uočeni pri naprezanju strukture na pritisak. Smanjenje pritisne čvrstoće usled udara značajnije je nego smanjenje zatezne čvrstoće i drugih čvrstoća. Dakle, preostala čvrstoća se fokusira na delaminaciju izvijanjem, koja smanjuje osobine savijanja oštećenog laminata i može da uzrokuje značajno smanjenje pritisne čvrstoće [17].

Udarno ponašanje veoma je važno kada se projektuju strukture letelica. Letelica mora biti sposobna da izdrži nižu i srednju energiju habanja i oštećenja pri udaru gotovo svakodnevno, kao što su to slučajevi pri padovima alata (održavanje), tvrdo sletanje, grad, udar ptice i kamenja pri poletanju, rulanju i voženju iste. Podpovršinsko oštećenje uzrokovano ovim tipom habanja i oštećenja poznato je kao BVID.

Vlaknaste kompozitne strukture su pre krte nego žilave. Za razliku od žilavih metala za izradu letelica (kao što je to aluminijum), koji se podvrgavaju permanentnoj deformaciji pri udaru, kompoziti pokazuju malo (ili uopšte ne) udarno oštećenje na površini, sve do javljanja otkaza. BVID oštećenje ima mogućnost da se širi i istovremeno slabi strukturu. Kao rezultat takvih okolnosti, udarno oštećenje na kompozitnoj letelici može ostati neotkriveno duži vremenski period, sve do javljanja katastrofalnog otkaza (takvog kao što je odvajanje glavnih struktura).

U [21] sprovedeno je obimno testiranje udara u ivice i analize tolerancije oštećenja u laminatima od GFRP (Glass Fiber Reinforced Plastics). Udar u ivicu strukture vodi ka koncentrisanjem oštećenju, ali pokazuje višu toleranciju oštećenja pri pritisku nakon udara, kada se uporedi sa udarom blizu ivice iste. Kasniji testovi mogu obuhvatiti i zatezanje nakon udara. Simulacije konačnim elementom mogu dati vrlo značajan doprinos za razumevanje udarnog oštećenja i razvijeni modeli će uključiti mehanizme otkaza.

Tipična karakteristika kompozitnih laminata je njihova osetljivost na udar male brzine. Zato se udarno oštećenje u njima razmatra sa dva aspekta: preostala mogućnost nošenja opterećenja strukture nakon udara i apsorpcija energije. S obzirom da su preostale osobine nakon udara od primarnog značaja za aeronautičke strukture, veći deo literature se bavi time, dok je apsorpcija energije mnogo manje istraživana.

Inicijacija i širenje oštećenja mogu biti opisane korišćenjem 2D i 3D FE analiza udarne zone i odgovarajućih kriterijuma otkaza. Iako obezbeđuju tačna predviđanja, ovakve aproksimacije zahtevaju kompleksne i skupe proračune.

Drugi prilaz, pogodniji za ovu svrhu, sastoji se u određivanju analitičkih ili empirijskih korelacija između određenih parametara u projektovanju kompozitnih struktura dejstvom udara [22].

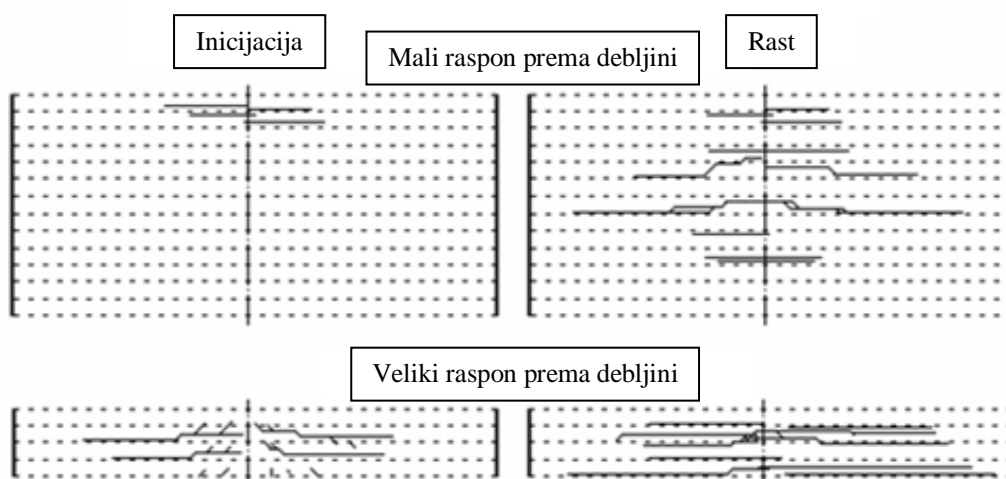
3.5.2 Inicijacija i rast oštećenja

Rast oštećenja obično se javlja kroz prskanje matrice, a praćen je povećanjem delaminacije i na kraju lomom vlakna.

U debelim laminatima, sa odnosom raspona prema debljini od deset do dvadeset, delaminacije se iniciraju blizu udarne strane, a u tankim laminatima blizu srednje ravni laminata. Posmatranjem je ustanovljeno da odnos raspona prema debljini ima značajan uticaj na širenje oštećenja tokom udara.

Za debele laminate, sa malim odnosom raspona prema debljini, efekat transverznog smicanja je više izražen i izaziva određenu oblikovanu distribuciju delaminacije.

Kod tankih laminata, sa većim odnosom raspona prema debljini, najveće delaminacije nalaze se u blizini zadnje površine laminata, a njihova distribucija teži da bude više konična. Laminati sa velikim odnosom raspona prema debljini, imaju manji rast delaminacije i intenzivniji lom vlakna, kao rezultat efekata membrane (slika 3.18) [17].



Slika 3.18 Sekvence rasta delaminacije u debelim i tankim laminatima [17]

3.6 Karakterizacija oštećenja

Karakterizacija udarnog oštećenja je od velike važnosti za otpornost na udarno oštećenje i za toleranciju udarnog oštećenja. U poslednjem slučaju osobenost oštećenja ima značaj zbog činjenice da će geometrija oštećenja odrediti koji mehanizmi oštećenja kontrolišu čvrstoću otkaza. Nadalje, složena geometrija udarnih oštećenja čini da određena pojednostavljena moraju biti učinjena. Da bi se ostvarila korektna uprošćenja, karakterizacije oštećenja su vitalne za dobijanje tačnih analiza preostalih čvrstoća kompozitnih struktura pod udarom.

Opsežno istraživanje u oblasti razmatranja udarnog oštećenja i razvoja metoda, koje se odnose na određivanje preostale čvrstoće nakon udara u kompozitni materijal, bilo je izvršeno u vazduhoplovno-istraživačkom institutu u Švedskoj („The Aeronautical Research Institute of Sweden“ - FFA). Prema studiji sa FFA, udarno oštećenje može uticati na strukturni otkaz na nekoliko načina, tj. kao posledica: rasta delaminacije usled izvijanja sublaminata, redukovano opterećenja izvijanja panela zbog prisutnosti udarnog oštećenja i otkaza u ravni usled koncentracija napona u oštećenju.

Udarno oštećenje u kompozitima ojačanim vlaknima javlja se u vidu prskanja matrice, delaminacije i loma vlakna (Luo, 1999.; Anderson, 2005.). Karakteristike svakog tipa oštećenja opisane su ispod.

3.6.1 Prskanje matrice

Pri udaru male brzine u kompozitne strukture, rast oštećenja uopšte nastaje kroz prskanje matrice, praćeno razvojem delaminacije i konačno lomom vlakana. Matrične prskotine se iniciraju visokim transverzalnim naponima smicanja, membranskim naponima ili naponima savijanja. Matrične prskotine i delaminacije uopšte su u interakciji. Na primer, matrične prskotine skreću u delaminacije, ako prskotine dostižu susedne slojeve sa različitim pravcem vlakana. Rezultati istraživanja od FFA pokazuju da je region sa matričnim prskotinama veći nego onaj sa lomom vlakna, ali manji nego oblast sa delaminacijama.

Matrične prskotine nastaju tokom udara kao prskotine zatezanja, usled normalnih napona kontaktnom silom u ravni i kao prskotine smicanja, kao posledica

transverzalnih napona smicanja. Udari u debele laminate prouzrokuju matrične prskotine u prvom sloju, zbog visoko lokalizovanih napona, koje se šire prema dole i povećavaju u radijusu, rezultujući sa većom zonom oštećenja na zadnjoj strani. Udar u tanke laminate uzrokuje značajno savijanje i otuda inicijaciju matrične prskotine na zadnjoj strani, koja se širi prema gore, sa najvećom zonom oštećenja blizu površine dejstva udara. Obrisi oštećenja su često označeni kao teksture drvo bor i obrnuto drvo bor, respektivno. Matrične prskotine same od sebe ne uzrokuju značajnu redukciju mehaničkih osobina neke kompozitne strukture. Ipak, one indukuju delaminaciju na interfejsu sloja, i stoga morfologija oštećenja matrične prskotine diktira oblik delaminacije (Abrate, 1998.).

3.6.2 Delaminacija

Delaminacija, odnosno rast prskotina između različitih slojeva u laminatu, najčešći je mod otkaza za vlaknaste kompozitne strukture. Ona se javlja kada smicajno opterećenje deluje između slojeva u laminatu. Pošto su vlakna znatno jača pri dejstvu zatezanja od matrica, matrice prskaju i javlja se delaminacija (Brimhall, 2007.).

Delaminacija može da se širi duž kompozitnih struktura nakon ponovljenih opterećenja, izazivajući katastrofalni otkaz ako ostane neotkrivena (Rakow i Pettinger, 2006.).

Otkazi usled delaminacije karakterišu se jednim ili kombinacijom tri moda:

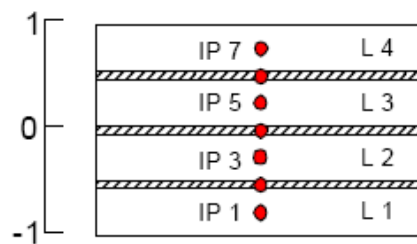
- Mod otvaranja (opening, Mode I);
- Mod klizanja-smicanja (sliding-shear, Mode II);
- Mod cepanja-smicanja (tearing-shear, Mode III).

Prethodno su samo modovi I i II razmatrani, kada se analizira tolerancija kompozitnih struktura prema oštećenju. Ipak, novi test torzije ivične prskotine omogućio je bolju analizu žilavosti protiv otkaza (Glaessgen i Schoeppner, 2006.).

Delaminacije se iniciraju matričnim prskotinama i obično se javljaju između slojeva različitih orijentacija vlakana. Delaminacije se uopšteno povećavaju u veličini sa debljinom i neusaglašenim nagibom slojeva. Rast delaminacije se razmatra kao mehanizam oštećenja, koji troši najviše energije i stoga predstavlja dominantan proces oštećenja tokom udara. Većina energije apsorbovane u laminatu tokom udara se rasipa na rast delaminacije.

Oštećenje usled delaminacije pri udaru je veliki problem i ima najveći uticaj na čvrstoću laminata, posebno pri pritisku (Mitrović, 1999.). Čvrstoća kompozita je uslovljena transverzalnim normalnim i smicajnim naponima, u matrici između slojeva različitih orijentacija vlakana. Liu (1988.) je predložio da je delaminacija uzrokovana neslaganjem krutosti na savijanje, sa matricom koja primorava susedne slojeve da se deformišu uniformno. Kada iznos savijanja postane preveliki, napon između lamina premašuje čvrstoću matrice i inicira se delaminacija. Ova teorija delaminacije neosporno tvrdi da je veličina delaminacije između susednih slojeva zavisna od promena u orijentaciji sloja vlakna; veća razlika između krutosti slojeva stvara veće interlaminarne napone i stoga povećava zonu delaminacije. Definisanjem koeficijenta neslaganja, baziranom na matrici krutosti savijanja laminata, Liu je izveo krive koje liče na oblik delaminacije usled udara. Pravac propagacije delaminacije uopšte sledi pravac vlakana u okolini sloja ispod delaminacije (Papanicolaou i Stavropoulos, 1995.). Projektovana oblast delaminacije u kvazi-izotropnim laminatima se često predstavlja koristeći cirkularnu ili eliptičku oblast (Katerelos, 2004.). U laminatima sa velikim brojem slojeva pravca 0° , morfologija oštećenja može se promeniti i bilo je pokazano od strane Cristescu-a (1975.) da se ona izdužuje duž pravca ose od 0° , za više energije udara. Smatrano je da je izduženo oštećenje uzrokovano sa dve paralelne smicajne prskotine, odvojene na rastojanju D (gde je D prečnik udarnog sredstva). Smicajne prskotine formirane u gornjim slojevima i proširene u pravcu sloja 0° , prema tome indukuju izduženu delaminaciju.

U [23] data je nova tehnika modeliranja delaminacije. Uobičajena metoda predstavljanja laminata pojedinačnim slojem elemenata ljuske specificira osobine materijala, debljinu i orijentaciju reprezentovanih sa tačkama integracije kroz debljinu. Broj ovih tačaka integracije je jednak broju slojeva laminata. Nakon razmatranja tehnika korišćenih od strane drugih istraživača, predložena je nova metoda modelovanja delaminacija. Kako je prikazano na slici 3.19, interfejsi bogati matricom se modeluju unutar jednog elementa ljuske sa dodatnim tačkama integracije kroz debljinu. Interfejsi matrice su 1 % od standardne debljine sloja. Ovi interfejsi matrice se modeluju dopunskim tačkama integracije jednakim broju interfejsa. Delaminacija se pretpostavlja jednom kada je dozvoljena transverzalna deformacija smicanja prekoračena u ovim matricom bogatim slojevima interfejsa.



Slika 3.19 Tačke integracije kroz debljinu sa dodatnim tačkama integracije u svakom interfejsu za predviđanje delaminacije [23]

3.6.3 Lom vlakana

Pri zateznom opterećenju lom vlakna je dominantni mod otkaza i rezidualna čvrstoća prvenstveno se kontroliše iznosom loma vlakana tokom udara. Uopšteno, raspodela mesta loma u vlaknima kroz debljinu je više ili manje uniformna za sve laminate, a ekstenzija u pravcu širine je sasvim uska. Fraktografske karakterizacije uticaja oštećenja sprovedene na FFA indikuju da je lom vlakana koncentrisan prema tački udara i proširen na radijus od jedne trećine do polovine maksimalne širine delaminacije.

Lom vlakna se inicira pri višim nivoima energije udara, kada se javljaju prskanje matrice i delaminacija. Avery i Grande (1990.) su pokazali da se za 24-slojni Carbon/Epoxy laminat, veći iznosi loma vlakana javljaju pri energijama udara između 30 i 40 J. Kada se energija udara povećala izvan ovog opsega, ukupna oblast oštećenja nije postala veća, moguće zato što je određena energija apsorbovana pri lomovima vlakana, pre nego propagaciji prskotina. Kada je energija udara povećana na preko 40 J, oblast oštećenja je počela da raste ponovo sa povećanjem energije udara. To pokazuje da oblast oštećenja nije specifično u korelaciji sa energijom udara i sa drugim faktorima u slučaju udara, kao što su lom vlakna i morfologija oštećenja, koji doprinose finalnoj veličini delaminacije.

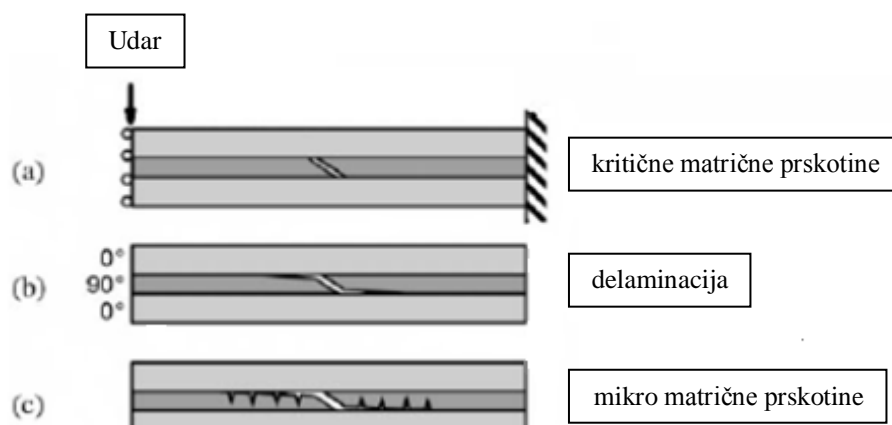
Kada se struktura izloži visokim amplitudnim ili promenljivim opterećenjima, čvrstoća i integritet iste mogu biti ugroženi. Ovako nastala redukcija mehaničkih osobina može eventualno voditi otkazu strukture pri korišćenju tokom vremena. U heterogenim materijalima postoji nekoliko mehanizama, koji mogu dovesti do otkaza strukture.

Kompoziti su osetljivi na udarno opterećenje, pošto oni apsorbuju energiju udara uglavnom preko mehanike loma, pre nego elastičnosti i plastičnosti (Cantwell, Curtis, Morton, 1984.). Kako su različiti uslovi opterećenja primenjeni na kompozitni element, unutrašnja struktura može biti oštećena mehanizmima, takvim kao što su: prskanje matrice, delaminacija, lom vlakna i lokalno izvijanje. Primarni modovi otkaza matrice karakterišu se prskotinama, koje se kreću paralelno sa vlaknima u slojevima, a da nisu usklađeni sa pravcem glavnog zateznog opterećenja. Sekundarni otkazi matrice uzrokuju prskotine, koje se šire u susedne slojeve; prema tome inicira se delaminacija.

3.7 Delaminacije usled udara

3.7.1 Opis

Udarno oštećenje nastaje interakcijom lokalnog uvlačenja i opštim izvijanjem. Kada se efekti opšte deformacije mogu zanemariti, ili kada je zadnja strana panela izložena udaru, mogu se javiti oštećenja od čistog uvlačenja. Hull i Shi (1993.) su dosta obimno istraživali tako nastala oštećenja. Redosled udarom indukovano oštećenja u laminatnim kompozitima često uključuje inicijalne matrične prskotine orijentisane prema tački udara, praćene delaminacijama i eventualno lomom vlakna, ili dodatnim transverzalnim matričnim prskotinama. Bazični mehanizmi za taj fenomen predstavljeni su šematski na slici 3.19 [6].

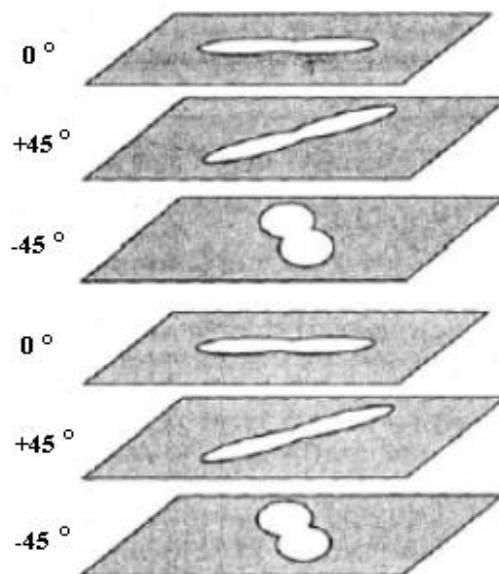


Slika 3.19 Predstavljanje udarom indukovano oštećenja (Philippe, 1998.) [6]

Matrične prskotine uzrokovane naponima zatezanja, kompresije i smicanja obično su raspoređene unutar celog regiona oštećenja. Otkazi vlakana kompresijom i smicanjem uočavaju se lokalno u kontaktnoj oblasti, dok se lokalni otkaz vlakna zatezanjem tipično javlja na suprotnoj strani i u oblasti velikih matričnih prskotina.

Delaminacije su posebno opasne zato što se one formiraju pri relativno niskim kontaktnim opterećenjima, a igraju važnu ulogu za krutost na savijanje i otkaz izvijanjem kompozitnih struktura. Različite orijentacije lamina unutar laminata mogu proizvesti delaminaciju dva susedna sloja, usled neodgovarajućih krutosti na njihovom interfejsu.

Oblasti delaminacije su pod direktnim uticajem, tj. zavise od promena u energiji udara. Tipična raspodela delaminacija usled udara data je na slici 3.20. Na interfejsima između slojeva sa različitim orijentacijama vlakana, delaminacije su obično oblika „kikiriki“ sa njihovom glavnom osom orijentisanom u pravcu vlakana u nižoj lamini na interfejsu [6].



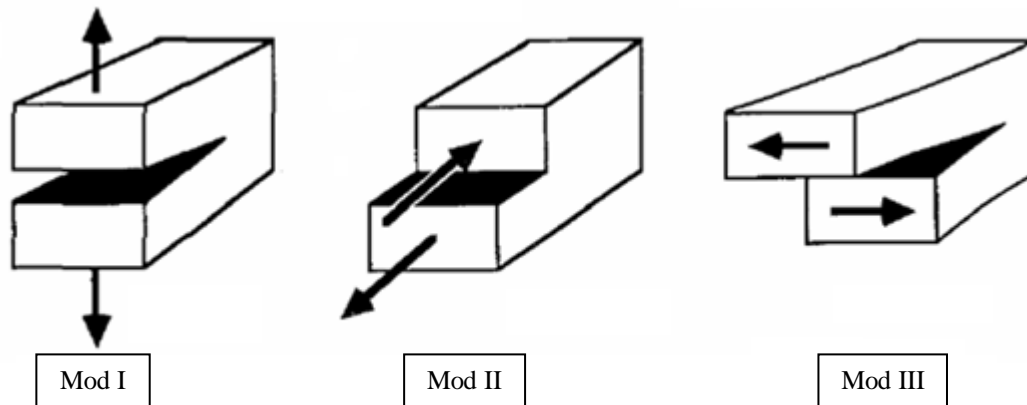
Slika 3.20 Oblici udarom indukovanih delaminacija (Abrate, 1998.) [6]

3.7.2 Brzina otpuštanja energije deformacije

Propagacija delaminacije može biti opisana isto kao širenje prskotine, i stoga zavisi od brzine otpuštanja energije deformacije (kritične G_c), koja je jednaka energiji po jedinici površine neophodnoj za kreiranje nove oblasti prskanjem (Bolotin, 1999.).

Kada je primenjena G veća od G_c , sistem postaje nestabilan i javiće se rast delaminacije (Hashemi, 1990.).

Brzina otpuštanja energije deformacije primenjena na prskotinu ima doprinose od tri poznata moda otkaza, a koja su prikazana na slici 3.21 ispod.



Slika 3.21 Interlaminarni modovi propagacije prskotine

Prisustvo ovih modova i njihov doprinos ukupnoj stopi otpuštanja energije deformacije, zavisi primarno od primenjenih opterećenja (Friedrich, 1989.). Iako su modovi I i II često prisutni za široki opseg uslova opterećenja laminata, Abrate i Schoeppner (1999.) pronašli su da je brzina otpuštanja energije deformacije, tokom inicijacije udarnog oštećenja, bila primarno zbog moda II. Preostala čvrstoća na pritisak nakon udara dosta je zavisna od moda I rasta prskotine, usled lokalnog izvijanja sublaminata. Ipak postoji još značajan doprinos od moda II (Abrate, 1998.; Irving, 2006.) [6].

Testiranje žilavosti loma se sprovodi na laminat za mod I i mod II propagacije delaminacije, koristeći Double Cantilever Beam (DCB) i već pomenuto End Notch Flexure (ENF) testiranje (Anderson, 2005.). Rezultati testova dozvoljavaju proračun kritične brzine otpuštanja energije deformacije za oba moda loma, označena sa G_{IC} i G_{IIC} , koji jednom prelaze rezultate u širenju delaminacije pod statičkim opterećenjem (Zhang, 2006.). G_{mit} može takođe biti identifikovana kao vrednost brzine otpuštanja energije deformacije na početku rasta prskotine. Inicijalna i kritična brzina otpuštanja energije deformacije ne može direktno biti korišćena da se predvidi kada će se rast oštećenja javiti u kompozitnom laminatu, ali se koristi za kvantitativno poređenje žilavosti sistema vlakno-matrica (Irving, 2006.) [6].

3.7.3 Rezultati simulacije udara

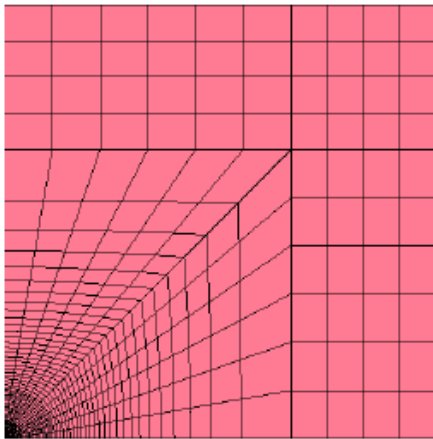
T300/5208 $(0^\circ/45^\circ/90^\circ)_{6s}$ Carbon/Epoxy kompozitni laminat pod udarom aluminijumskog impaktora (karakteristike materijala videti u tabeli 1) bio je izabran za simulaciju udara, da bi se predvideo numerički prag brzine delaminacije. Dimenzije ploče su $0.1 \text{ m} \times 0.1 \text{ m}$, a korišćen je cilindrični impaktor. Usled simetrije, samo jedna četvrtina ploče je modelovana [6].

Tabela 1. Osobine T300/5208 $(0^\circ/45^\circ/90^\circ)_{6s}$ Carbon/Epoxy kompozitnog laminata i impaktora od aluminijuma

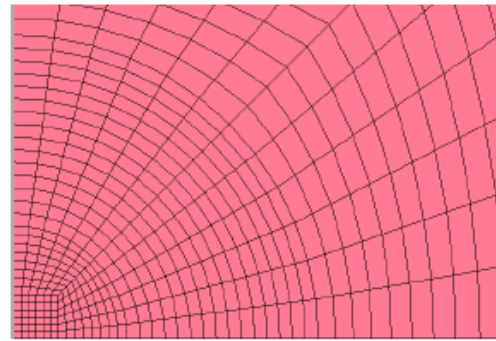
Materijal	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	G_{12} (GPa)	G_{23} (GPa)	ν_{12}	ν_{23}	ρ (kg/m^3)	t_{ply} (mm)	G_{IIC} (J/m^2)
Aluminijum	71	71	27	27	0.30	0.30	2790	-	-
T300/5208	132	10.8	5.6	4.4	0.24	0.50	1600	0.127	300

Iako je to talasom kontrolisan udar i efekti graničnih uslova su zanemarljivi, pojednostavljeni granični uslovi su podržani i primenjeni duž ivica ploče. Kako je to lokalizovani udar, mreža ploče pod dejstvom impaktora bila je finija nego kod drugih delova ploče. Detaljna mreža ploče prikazana je na slici 3.22. Modelovano je 48 slojeva kompozitnog laminata, eksplicitno korišćenjem softvera LS-DYNA, kako je to prikazano grafički na slici 3.23 [6].

Iz simulacija se uočilo da delaminacija počinje kada brzina impaktora dostigne vrednost od 32 m/s. Pri brzini impaktora od 35 m/s, javljaju se mnoge delaminacije kroz debljinu laminata, kako je pokazano na slici 3.24. Sa sigurnošću može biti zaključeno da je prag brzine delaminacije za ovaj slučaj oko 32 m/s. Predviđanja se dobro slažu sa eksperimentalnim podacima i zatvorenim oblikom rešenja, čija su rešenja brzine od 38 m/s i 57 m/s, respektivno. Vrednost predviđena putem zatvorenog oblika rešenja je viša od eksperimentalnih i numeričkih rezultata. Ovo je usled pika kontaktne sile, koji je manji, kada se uključi efekat permanentnog uvlačenja. Prema tome, prag brzine za početak delaminacije je viši za konstantno kvazi-statičko opterećenje [6].

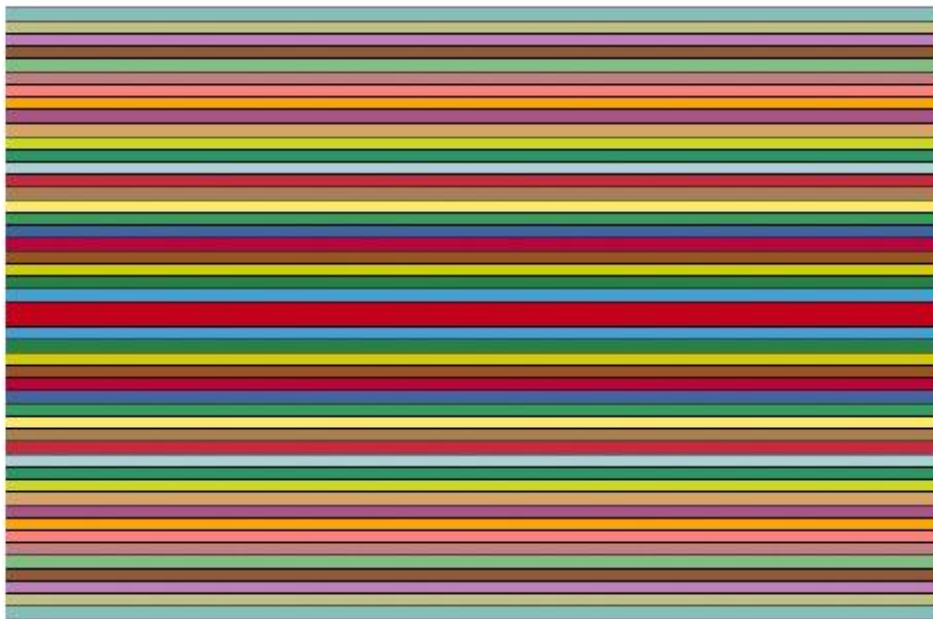


(a) Ukupna mreža

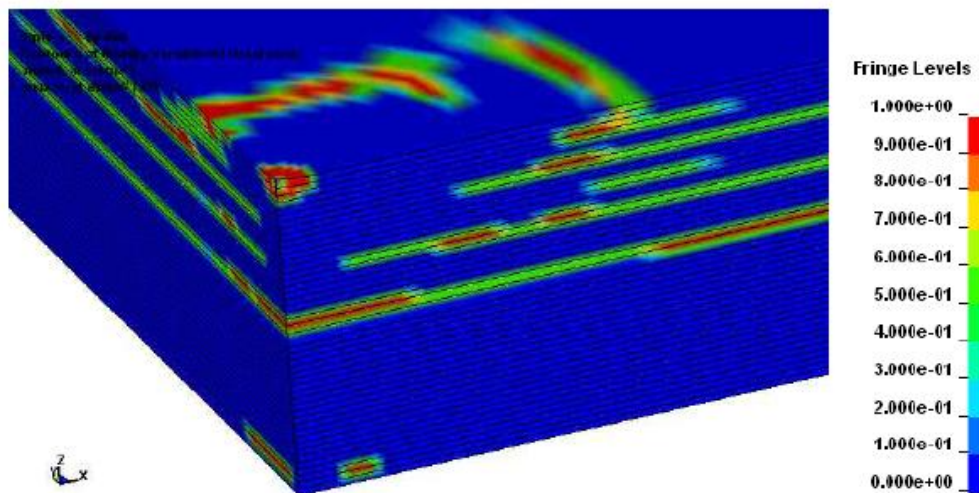


(b) Mreža oko karakterističnog ugla

Slika 3.22 Mreža jednog sloja kompozitnog laminata [6]



Slika 3.23 Konfiguracija kompozitnog laminata [6]



Slika 3.24 Delaminacije u kompozitnom laminatu [6]

3.8 Predviđanje oštećenja

Predviđanje oštećenja kompozitnih laminatnih konstrukcija je zbog važnosti, bilo uopšte do sada dosta izučavano i razmatrano.

Jedna od takvih analiza loma kompozitnih laminata, posebno uticaj geometrijskih diskontinuiteta na nivo napona pri kome dolazi do inicijalnih otkaza data je u [24]. U tom radu razmatra se čvrstoća slojevitih kompozita sa otvorima za vijke. Cilj je bio razviti pouzdanu numeričku proceduru za određivanje nivoa opterećenja, pri kome se javlja početni otkaz u takvim strukturama, a na mestu kontakta sa vijkom. Korišćena je MKE za određivanje raspodele napona oko otvora za vijak i kriterijum Tsai-Wu za određivanje otkaza spoja (o tom kriterijumu loma više u delu 3.12.4). Saglasnost rezultata proračuna sa eksperimentalnim rezultatima bila je vrlo dobra [24].

Što se tiče udarnog oštećenja, ono obično sledi neke veoma složene distribucije, a može biti i da nije moguće rekonstruisati ceo sled događaja, koji su doveli do datog stanja oštećenja nakon udara. Za udar niske brzine, oštećenje počinje sa stvaranjem matričnih prskotina. U nekim slučajevima prskotina nastaje usled napona zatezanja i savijanja u donjem sloju laminata. Ova prskotina, obično normalna na ravan laminata, zove se zatezna prskotina. Za deblje laminata, prskotine se pojavljuju pri vrhu laminata i stvaraju se kontaktnim naponima. Ove prskotine, pod nazivom prskotine smicanja,

nagnute su relativno prema normali srednje ravni. Matrične prskotine indukuju delaminacije između susednih slojeva i pokreću razvoj oštećenja, bilo odozdo ili odozgo [25].

Za predviđanje udarnih oštećenja koriste se dva prilaza.

Prvi pokušava da proceni ukupnu veličinu oštećene oblasti, baziran je na distribuciji napona oko tačke udara, bez razmatranja individualnih modova otkaza. Smatra da udar izaziva visoke napone u okolini tačke udara. Ti lokalizovani naponi izazivaju prskotine, širenje delaminacije i eventualno mogu voditi ka finalnom stanju oštećenja.

Drugi prilaz, korišćen u analizi udarnih oštećenja, sastoji se u određivanju inicijacije oštećenja, pojavi prve matrične prskotine, korišćenju 3D stanja napona u udarnoj zoni i kriterijuma otkaza. Onda se određuju delaminacije i širenje istih, a to uključuje mnogobrojne proračune. Iako pruža uvid u proces oštećenja i to koje osobine materijala određuju otpornost na udar, ovaj prilaz nije pogodan za projektovanje [25].

Delaminacija nastaje kao rezultat različitih savojnih krutosti između susednih slojeva i različitih orijentacija vlakana među slojevima. Naponi izazvani savijanjem su glavni uzroci delaminacije. Neke studije su pokazale neodgovarajuće koeficijente savijanja između dva susedna sloja laminata [25].

Empirijska relacija za procenu energije elastične deformacije (E), apsorbovane u tački otkaza delaminacijom usled poprečnog udara, data je izrazom:

$$E = \frac{2\tau^2 w L^3}{9E_f t} \quad (3.1)$$

gde su:

t - debljina,

τ - interlaminarni napon smicanja,

w - širina,

L - dužina i

E_f - modul savijanja.

Apsorbovana energija elastične deformacije redukuje se sa povećanjem debljine i modula savijanja (zbog veće krutosti) [25].

U [26] proučavano je numerički indukovano oštećenje nastalo udarom male brzine u laminirane kompozitne ploče. Koristio se prilaz konačnog elementa baziran na 9-čvornom Lagrangian elementu, uključujući efekte transverzalnog napona smicanja.

Kontaktna sila, centralno izvijanje i distribucija napona računaju se preko razvijenog FORTRAN kompjuterskog koda. Parametarska studija u kojoj su ispitivani efekti graničnih uslova, brzine udara i mase impaktora, sprovedena je pre predviđanja nastanka oštećenja.

Rezultati pokazuju da je trajanje kontakta veće za ploče manjih dimenzija, nezavisno od mase impaktora. Kontaktna sila i centralno izvijanje povećavaju se sa većom masom i brzinom impaktora. Prskanje matrice pojavljuje se u gornjim slojevima, usled savijanja i smicanja [26].

Cilj istraživanja u [27] je ispitivanje udarnog odgovora tzv. „pultruded“ fiberglasom ojačanih laminata. ANSYS/LS-DYNA nelinearna analiza konačnim elementom korišćena je da se predvide naponi u laminatima tokom udara. Ti rezultati napona su onda upoređeni sa onima za oštećenja iz testiranja. Elementi ljuske u mreži mete predviđaju udarnu silu neznatno bolje od čvrstih elemenata. Predviđena sila udara je bila otprilike 10 - 30 % viša od one u testovima. Povećanje mase i brzine impaktora ima skoro isti efekat na maksimalni napon i deformacije površine mete, a debljina laminata mnogo utiče na predviđeni napon i deformacije u kompozitu. Aproksimacije napona i deformacija su postignute sa softverima ANSYS/LS-DYNA, ali su neophodni specifičniji modeli za egzaktnija predviđanja.

3.9 Konstitutivno modelovanje

U okviru mehanike kontinuuma, konstitutivni materijalni model je relacija korišćena da karakteriše njegove fizičke osobine i da ih upotrebi kao link između reakcionog ponašanja sistema i opterećenja. U strukturnoj mehanici, konstitutivni model povezuje primenjene napone ili sile sa deformacijama.

Konstitutivni modeli se često klasifikuju kao:

- eksplicitni,
- implicitni i
- hibridni.

Za studije tolerancije oštećenja, svi razvijeni konstitutivni modeli, izuzev elastičnog, uključuju modove otkaza detektovane odgovarajućim kriterijumima otkaza. Ali, čak iako su numerički i analitički modeli sposobni da reprodukuju iznos oštećenja na laboratorijskim uzorcima, ovi modeli nisu kompletno predvidljivi, pošto su

ograničeni hipotezama povezanim sa domenima mehaničke karakterizacije i mogućnostima numeričkih modela. Dalje, ovi modeli su nepogodni da se koriste za sertifikaciju, pošto je svaki standardni uzorak pojedinačni slučaj strukture i nije reprezentativan za dimenzije, oblik i sastavne sklopove realnih delova.

3.9.1 Eksplicitni modeli

Eksplicitni konstitutivni modeli su izvedeni kao klasični prilaz da se definiše ponašanje materijala i povežu merljive osobine čvrstoće materijala sa njegovim spoljašnjim ponašanjem koristeći fizičke teorije. Ovo može biti definisano na makroskopskom ili mikroskopskom nivou. Ideja je definisati opšte ponašanje, bazirano na principu disipativne potencijalne energije i često hipoelastičnog ponašanja materijala. Sa materijalne tačke gledišta, konstitutivna relacija napon-deformacija se normalno koristi, gde je napon funkcija deformacije, brzine deformacije, toka deformacije, temperature i osobina materijala. Makroskopski nivo je u opsegu skala, koje počinju od individualnih slojeva i laminata i idu do strukturalnih komponenti i sklopova. Na ovom nivou opšta relacija napon-deformacija se izvodi iz potencijalnog rada konzervativnog sistema. Ova relacija se koristi da se definiše krutost pojedinačnog sloja kompletnog laminata, koristeći klasičnu teoriju laminatne ploče.

Polje napona i deformacije se određuje rešavajući ovu jednačinu, zajedno sa zakonom deformacija-pomeranje (engl. strain-displacement), jednačinama kompatibilnosti i ravnoteže, koje su komplementarne pretpostavkama teorije mehanike kontinuuma. Ovo se često ostvaruje koristeći analizu konačnim elementima.

Glavno ograničenje eksplicitnih ili fenomenoloških modela je da su oni sposobni reprodukovati samo posmatrano ponašanje, tako da ne mogu biti relevantni ako svi uticajni parametri, koji vode ka oštećenju ili otkazu nisu bili identifikovani a priori [28].

3.9.2 Implicitni modeli

Implicitni modeli su obično pogodniji da predstavljaju kompleksno i nelinearno ponašanje materijala na nivou sloja. Ove modele karakteriše ponašanje materijala, definisano korišćenjem matematičke relacije između ulazne (input) i izlazne (output) parametara sistema, a oni reprezentuju i same fizičke osnove tog sistema.

Kako bi se identifikovao implicitni model za materijalni sistem, zahteva se set input i output podataka. Proces identifikacije se koristi da se pronađe optimalna aproksimativna funkcija.

Važno je primetiti da su ovi modeli validni samo unutar opsega za koji su razvijeni. Otuda, oni ne mogu biti pogodni za različite skale posmatranja problema. Druga smetnja je potreba da se karakterišu matematički parametri za svaki različiti materijal [28].

3.9.3 Hibridni modeli

Hibridni modeli kombinuju istaknute osobenosti eksplicitnog i implicitnog modela, a retko obe fizičke i aproksimacione metode za karakterisanje ponašanja materijala. Prilaz tzv. Gustine energije disipacije (Dissipated Energy Density, DED) je primer hibridnog modela. U DED prilazu proizvoljne polinomne matematičke funkcije definišu energiju izgubljenu usled nelinearnosti. Potom se DED izražava u smislu jednačine polinoma i inkorporira u konstitutivnu relaciju materijala. Rešenje iz ove jednačine se izvodi kroz proces iteracije [28].

3.10 Modeliranje oštećenja

Modeliranje oštećenja u kompozitnim materijalima je izazovni zadatak i moderni simulacioni alati su ograničeni u predviđanju tih oštećenja. Način modeliranja, karakteristike, kao i primena istih bili su predmet mnogih studija. Više detalja o tome može biti viđeno u [29].

Kriterijumi otkaza se koriste da reprezentuju slučajni otkaz sloja ili da uvedu progresivni otkaz kroz razvoj oštećenja. Različite aproksimacije bile su korišćene da se eksperimentalno odredi početak i širenje oštećenja.

Prilazi karakterizacije oštećenja mogu biti uopšte kategorisani na osnovu teorija čvrstoće ili mehanike loma. Aproksimacija mehanike oštećenja može biti primenjena na predviđanje intralaminarnih i interlaminarnih oštećenja. Inicijacija i rast oštećenja se predviđaju sve do loma za različite i povezane mehanizme oštećenja, uključujući delaminaciju i prskanje matrice, sa kriterijumima baziranim na eksperimentalnoj karakterizaciji [30].

Modeliranje oštećenja u kompozitnim materijalima usled udara visoke brzine je složen i izazovni zadatak. Moderni simulacioni alati su ograničeni u predviđanju tih oštećenja iz više razloga. To je zbog pojave udarnih talasa, degradacije materijala, inicijacije/propagacije nastalih oštećenja i otkaza. Više detalja o tome dato je u [29], a u kome se razmatraju kompozitni laminati sa karbonskim vlaknima, koji su izloženi intenzivnom dinamičkom opterećenju. Konstitutivni model je razvijen u okviru termodinamike malih pomeranja, a pouzdano modeliranje propagacije udarni talas/diskontinuitet napona kroz materijal omogućeno je tačnom dekompozicijom odziva materijala na kompresibilne efekte i devijatorske efekte. Model je zatim implementiran u nelinearni kod DYNA3D, a dobijeni numerički rezultati jako dobro se slažu sa eksperimentalnim rezultatima (dobijenim na Univerzitetu Cranfield) [29].

Model oštećenja predložen u [31] je dvodimenzionalni sa ravanskim naponima u elementima ljuske. Baziran je na prilazu kontinualne mehanike oštećenja sa pet varijabli oštećenja u matricama i vlaknima. Simulacije su izvedene u softveru ABAQUS/Explicit. Kontaktna sila, pomeranje, delaminacija i oštećenje modela su upoređeni sa rezultatima iz eksperimenata. Opterećenja u ravni mogu značajno promeniti udarna oštećenja u kompozitnim materijalima. Predstavljeni model oštećenja može predvideti udarni odgovor i oštećenje tačno, bez osetljivosti na veličinu mreže modela [31].

Transverzalni udar male brzine u laminirani kompozit indukuje unutar-slojna prskanja matrica i interslojne delaminacije. U proučavanju efekata takvog događaja, ključno je razviti numeričku simulaciju za identifikaciju lokacije i iznosa oštećenja na nekoj strukturi sa datim inputima istorije udarne sile [32].

Inženjerski modeli se obično zasnivaju na bazičnim pretpostavkama, zavisno od interakcije između projektila i mete. Ovi modeli pokrivaju glavne karakteristike uočene u eksperimentalnim rezultatima, a pri tome ostaju prilično jednostavni [33].

Simulacija ponašanja kompozitnih helikopterskih podnih grednih struktura pod dejstvom udara male brzine, može biti izvedena da bi se procenili kod i materijalni modeli. Strukturni modovi otkaza su modelovani u kvazi-izotropnom Carbon/Aramid hibridnom laminatu. Odgovarajući rezultati dobijaju se implementacijom modela mehanike oštećenja u FE kodove i poboljšanjima u merenjima dinamičkih osobina kompozita pri velikim deformacijama [34].

Proračunski modeli mogu biti moćni alati, koji pomažu u modeliranju i projektovanju novih materijala za apsorbovanje energije. Iako je proteklih godina značajan progres napravljen da se simulira oštećenje i proces otkaza pri udaru, još mnogo toga za taj problem treba biti učinjeno. Numeričko modeliranje koristilo se kao alat da se predvidi fizičko ponašanje materijalnih sistema i može biti od koristi za projektovanje optimalnih materijala i struktura [35].

U projektovanju struktura od savremenih materijala treba formirati modele za simulacije inicijacije i evolucije oštećenja. Jedan model razvijen je za predviđanje oštećenja uzrokovanih transverzalnim udarom u kompozitne laminate. Model je zatim implementiran u koncept konačnog elementa i demonstrirao je sposobnost predviđanja istih modova oštećenja uočenih u eksperimentima udara u ploču [36].

U [37] opisani su rezultati serija eksperimenata udara male brzine i simulacije sprovedene na GLARE (GLASS REINFORCED) laminatu. Korisnički potprogram baziran na mehanici kontinuuma oštećenja je razvijen i korišćen da se predvidi udarni odgovor GLARE panela. Delaminacija nije bila najvažniji mod oštećenja u GLARE laminatima pod dejstvom udara. Prskanje i smanjenje čvrstoće u slojevima preprega imalo je više uticaja i oni su odgovorni za veliki deo apsorbovane energije pri udarima male brzine. Ipak, oštećenje usled delaminacije treba biti razmatrano kada se ispituju postudarne mehaničke osobine GLARE laminata. Oštećenja usled delaminacije u panelu pod udarom, bila su tačno predviđena koristeći model oštećenja, a koji je baziran na konceptu mehanika kontinualnog oštećenja (Continuum Damage Mechanics, CDM). Geometrija i veličina predviđenih regiona delaminacija slagali su se dobro sa eksperimentima [37].

Projekat dat u [38] modeluje oštećenje uzrokovano udarom. Procene istog bile su u saglasnosti sa onima iz dostupne literature. Predstavljena analiza bila je relativno jednostavna da predvidi iznos oštećenja i otkaza koristeći standardne kriterijume, koji obezbeđuju mogućnost da efektivno opišu progresivna oštećenja kompozitnih panela. Jedan od glavnih faktora u otporu udarnom oštećenju je pseudo-oštećenje. Performanse laminata mogu biti pravilno načinjene kontrolom parametara čvrstoće protiv otkaza. Dostupnost takvog koda uveliko će olakšati razvoj kompozitnih panela sa proširenom kapacitivnošću otpora na udar. Kompjuterski kod za model je implementiran koristeći raspoloživi komercijalni softverski paket ABAQUS.

U modeliranju ponašanja laminata tokom udara male brzine zahteva se i analiza efikasnosti korišćenih numeričkih alata. Predlaže se logički razvoj relacije između numeričke strukture koda i eksperimentalnih posmatranja. Pri tome razmatraju se četiri aspekta implementacije koda. Prvi je reprezentacija udarnog opterećenja sa modelom makro-kontakt koristeći Lagrange tehniku umnožavanja. Drugi aspekt je razvoj ove tehnike na “meso” skali, da se reprezentuje sklop slojeva laminata. Treći korak je modelovanje razvoja nehomogenog stanja prskanja u kompozitu sa tehnikom baziranom na zakonu Laws–Dvorak–Hejazi, a razvijenom na bazi konačnog elementa. Četvrti aspekt je modelovanje delaminacije između slojeva sa mešovitim kriterijumom prskanje matrice/međuslojne sile.

Numerički rezultati za Glass/Epoxy [0°/90°/0°] laminat pri udaru od 27 J u dobrom su slaganju sa eksperimentalnim posmatranjima [39].

U [40] dato je jedno istraživanje obavljeno da se prouči udarno oštećenje Graphite/Epoxy laminiranih kompozita uzrokovano udarom niske brzine. Udarno oštećenje u smislu prskanja matrica i delaminacija rezultuje od tačkastog udara impaktora. Model je razvijen da predvidi inicijaciju oštećenja i količinu finalnog oštećenja, kao funkcije osobina materijala, konfiguracije laminata i mase impaktora. Ovaj model se sastoji od analize napona i analize otkaza. Tranzijentna dinamička analiza konačnim elementom usvojena je da se izračunaju naponi i deformacije unutar kompozita. Kriterijumi otkaza predloženi su za predviđanje inicijalnog matričnog prskanja i veličine interface-a delaminacija u kompozitima. Eksperimenti su takođe sprovedeni da se verifikuju model i simulacije. Predviđanja su se slagala prilično dobro sa rezultatima testiranja [40].

U [41] nekoliko važnih činjenica vezanih za simulaciju oštećenja usled udara niske brzine u kompozitne laminate istraživano je uključujući kontaktni zakon, inicijaciju oštećenja i odgovarajuće promene krutosti i prigušenja. Kontinualna mehanika oštećenja primenjena je da se računaju promene mehaničkih osobina oštećenih materijala. Hertzian kontaktni zakon je modifikovan da bi se prilagodio ozbiljnom oštećenju u ploči, a uveden je i poluempirijski kriterijum delaminacije. Programski kod konačnog elementa napisan je u FORTRAN-u, koristeći čvrste elemente od dvadeset čvorova sa slojevitom strukturom, da se analizira tranzijentni dinamični odgovor kompozitnih laminata.

U proračunskim simulacijama, promenljivi koeficijenti prigušenja materijala bili su primenjeni na elemente prema oštećenju, kako bi se stabilizovao proračun. Oštećenja u vidu prskanja matrice, delaminacije i loma vlakna bili su uključeni i analizirani. Rezultati oblasti istorije sile i delaminacije pokazali su dobru korelaciju sa eksperimentima.

U [42] Glass Fibre Reinforced Composites (GFRP) analizirani su pod udarom pojedinačnog i višestrukog udara iste ukupne energije. Eksperimentalni testovi sprovedeni su na kružne ploče sa udarom u njihove centre. Analize rezultata opterećenje-vreme, opterećenje-pomeranje i krive energija-vreme pokazale su da jedan udar od 3J dovodi do mnogo više oštećenja ploče, u poređenju sa drugim slučajevima kumulativnog oštećenja (udari 1J+2J i 1J+1J+1J).

Izvedena je takođe i analiza evolucije oštećenja između narednih udara koristeći numeričke procedure, uključujući kohezivni mešoviti mod oštećenja modela. Ova analiza dozvoljava da se verifikuje evolucija projektovane oblasti delaminacije, isto kao i proces loma zone u blizini delaminacija. Potvrđeno je da se zanemarljiv razvoj oštećenja javlja u slučaju tri uzastopna udara iste energije. Dodatno, zaključeno je da je kumulativno oštećenje u slučaju udara (1J+2J) inferiorno prema jednom udaru maksimalne energije (3J).

3.10.1 Mehanika kontinualnog oštećenja

U mehanici kontinualnog oštećenja (CDM) efekti oštećenja se predstavljaju kao materijalni i uopšte ograničavaju druge prilaze modeliranja oštećenja. Ovaj proces obično uključuje razvoj jednačina da se prikažu inicijacija i rast oštećenja. Te jednačine se onda stavljaju u eksplicitne ili hibridne konstitutivne zakone. Višestruke varijable mogu biti korišćene za pojedinačne mehanizme oštećenja, ili jedna može biti dovoljna da prikaže efekte svih tipova oštećenja.

Prilaz zasnovan na čvrstoći prilično je jednostavan, kako su definisani jedan ili više kriterijuma čvrstoće, a materijal je nepovratno oštećen. Kriterijumi mogu biti definisani u smislu pojedinačne granice napona, linearne ili kvadratne kombinacije napona ili normalizovanog napona. Brojni drugi parametri, slični naponu, mogu biti upotrebljeni za karakterizaciju oštećenja, kao što su: deformacija, sila, pomeranje itd. Pristup karakterizacije oštećenja zasnovan na čvrstoći često se koristi da se predvidi

početak oštećenja, a ne progresija postojećeg oštećenja (kao predviđanja delaminacije) [28].

3.10.2 Interfejs elementi

Za modeliranje delaminacije i razdvajanja, kohezivni elementi imaju brojne prednosti u odnosu na druge pristupe modeliranju; kao što su predviđanje inicijacije i rasta, isto kao i inkorporiranje teorije čvrstoće i mehanike loma. Druga dodatna prednost je ta što upotreba interfejs elemenata (Interface Elements) ne zahteva pretpostavku inicijalne veličine oštećenja i pravca propagacije. Osim toga, računarske procedure formiranja ponovne mreže ne traže propagiranje delaminacije. Ipak, da bi se dobilo tačno rešenje neophodna je fina veličina mreže. Za grublje mreže kohezivni konačni elementi mogu biti dosta netačni.

Prilaz klasične mehanike loma bazira se na pretpostavci postojeće prskotine i onda se koristi da se karakteriše progresija oštećenja. Ovaj prilaz se dosta uspešno koristi kod proučavanja delaminacije i razdvajanja.

Klasična mehanika loma razvijena je da se prouči pojedinačno širenje prskotine pri uniformnoj brzini u metalima. Rast ovog makroskopskog defekta je kontrolisan stopom otpuštanja energije deformacije. Studija pojedinačne makroskopske prskotine je analogna propagaciji delaminacije u kompozitima. Stoga, principi klasične mehanike loma bili su primenjeni bez izuzetaka da se istraži rast delaminacije.

Lachaud i Prombut su pokazali da je brzina otpuštanja energije deformacije pod uticajem brojnih parametara; kao što su to: opterećenje, pravac rasta prskotine, orijentacija slojeva pored delaminacija, proporcija različitih modova širenja prskotine itd. [28].

3.10.3 Bezmrežne metode

U nekim radovima korišćene su i bezmrežne metode (Meshless Methods), u kojima su čvorovi kao veze elemenata uklonjeni. U suštini, strukturni domen se predstavlja "oblakom" čvorova, od koji je svaki povezan sa težinskom funkcijom oblika.

Chen i Medina su primenili metod tzv. Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) metod u 2D da kvalitativno reprezentuju mehanizme oštećenja udara visoke brzine, a onda je taj metod primenjen i na 3D slučaj. Ovaj metod dozvoljava prirodno

odvajanje čestica, prema tome potreban je kompromis (tj. saglasnost) između mehanike kontinuuma i diskretne mehanike [28].

3.11 “Multiscale” modeliranje oštećenja

Oštećenja u kompozitnim laminatima javljaju se usled različitih mehanizama. Neki od njih (lom vlakna, prskanje matrice i delaminacije) predstavljeni su ranije. U delu ispod razmatračice se “multiscale” modeliranje oštećenja u kompozitnim materijalima [43].

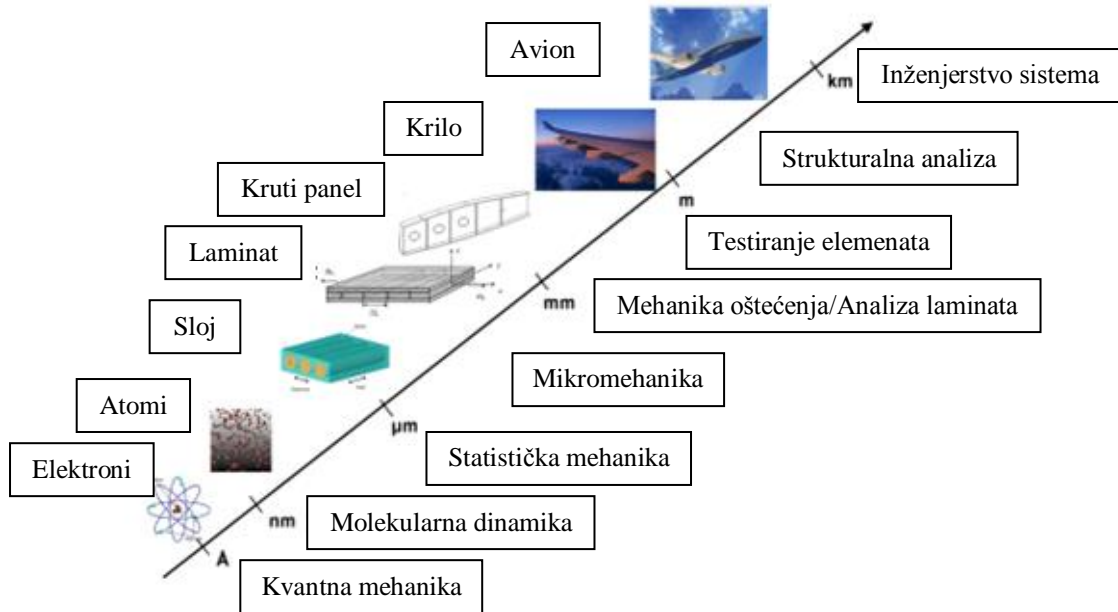
Za puno razumevanje fenomena degradacije strukture i karakterizacije njenih efekata na performanse materijala, esencijalno je povezati dve skale: skalu pri kojoj se odvijaju ovi procesi („microscale”) i skalu pri kojoj koristimo materijal (strukturni nivo ili “macroscale”).

U realnosti ove dve skale, mogu biti različite jedna od druge i mogu zahtevati razmatranje i međuskale (“mesoscale”). Proces povezivanja ponašanja materijala na dvema različitim skalama se označava kao “multiscale” modeliranje. “Multiscale” model ne daje tačno isti odgovor kao “single scale” model.

Predviđanja oštećenja u opštem multidirekcionalnom laminatu, pod složenim opterećenjem, prilično je teško. Rezultujući problem granične vrednosti za multidirekcionalne laminare previše je komplikovan, da se postigne neko razumno elastično rešenje i zajednička strategija je bila upotreba računarskih alata. Otuda, bilo je neophodno razviti jednostavniji prilaz, koji će biti korišćen za predviđanje oštećenja u takvim laminatima, a takođe da on bude lako integrisan u „multiscale“ model analize [43].

Kako bi se primenili već razvijeni modeli otkaza kompozita u analizi kompozitnih struktura, neophodno je implementirati i validirati “multiscale” modeliranje kompozitnih materijalnih sistema u pogodan FE kod. U proteklom periodu eksplicitne FE metode su se dokazale kao uspešne za analizu dinamičkih, visoko nelinearnih problema, posebno gde kontakt pri udaru igra značajnu ulogu [44].

Na slici 3.25 prikazana je sumarno hijerarhija svih mogućih skala (strukturne skale) uključenih u “multiscale” modeliranje materijala tj. oštećenja [9].



Slika 3.25 Hijerarhija strukturalnih skala u modeliranju oštećenja vazduhoplovnih kompozitnih materijala [9]

3.12 Kriterijumi loma kompozitnih materijala

Za razliku od izotropnih materijala, kod kompozitnih materijala mehanizmi loma bitno su drugačiji i ne mogu se opisati klasičnim pristupom, tj. kao kruti ili žilavi lom. Samim tim što se radi o povezivanju često velikog broja slojeva, a ni sam sloj nije homogen, već se sastoji od bar dva sastojka (konstituenta), jasno je da do popuštanja i otkaza može doći na različite načine. Kod proučavanja ovih pojava, razmatraju se:

- lom matrice
- pucanje vlakna
- izvlačenje vlakna
- delaminacija.

U konstrukcijama od kompozita vrlo su opasna jedva vidljiva udarna oštećenja (BVID), sastavljena od delaminacija i lomova matrica, koji prethode delaminacijama. O tome je već bilo reči ranije. Ova oštećenja se teže otkrivaju, a mogu dovesti do potpunog otkaza konstrukcija [45].

Na osnovu poznatog trodimenzionalnog naponsko-deformacionog stanja i poznatih kriterijuma primenljivih na analizu otkaza kompozitnih struktura, moguće je izvršiti analizu otkaza strukture, odnosno proveriti da li dolazi do pojave delaminacije

na slobodnim ivicama kompozita. Za to se mogu koristiti tri kriterijuma otkaza: kriterijum Tsai-a, Brewer-Laglace-a i Kim-Soni-a [45].

Upotreba unapređenih analitičkih ili numeričkih modela za predviđanje mehaničkog ponašanja kompozitnih struktura može zameniti neke od mehaničkih testova i znatno redukovati troškove projektovanja kompozita, a ipak obezbeđivati inženjerima informacije neophodne za postizanje optimalnog projekta.

Kriterijumi otkaza zasnovani na čvrstoći često se koriste za predviđanje otkaza u kompozitima.

Veliki broj kriterijuma, baziranih na mehanici kontinuuma, izvedeno je za povezivanje napona i eksperimentalnih merenja čvrstoće materijala, usled početka otkaza (Soden i ostali, 1998; Da'vila i ostali, 2005; Pinho i ostali, 2004). Kriterijumi otkaza predviđaju početak različitih mehanizama oštećenja, koji se javljaju u kompozitima i zavisno od materijala, geometrije i uslova opterećenja, mogu takođe predskazati finalni strukturni kolaps [46].

Teorije bazirane na kriterijumu maksimalnih napona, delom interaktivnom prilazu (Puck i ostali), ili totalno interaktivnom kriterijumu (Tsai-Wu), daju razumna predviđanja krajnjeg otkaza u vlaknima dominiranim laminatima ako se otkaz prvog vlakna - FFF (First Fibre Failure) koristi kao definicija krajnjeg otkaza laminata - ULF (Ultimate Laminate Failure). U slučaju matricom dominantnog otkaza, razlika mora biti napravljena između slučajeva transverzalno zateznog napona i transverzalno kompresivnog napona u lamini [47].

Otkaz kompozita pod multiaksijalnim stanjem napona nije još dovoljno razmatran i objašnjen, a proračunski rezultati zavise od, pored ostalih faktora, korišćene teorije otkaza. Dok su za metale dominantni mod otkaza enormne plastične deformacije; modovi otkaza kompozita, kao pucanje vlakna, razdvajanje vlakno/matrica, prskanje matrice i delaminacija su do sada manje karakterisani. Vlakno obično otkazuje pri manjoj vrednosti aksijalne deformacije, ali može podržati velika aksijalna opterećenja, zbog visoke vrednosti Young-ovog modula elastičnosti. Matrica može biti podvrgnuta velikim deformacijama pre otkaza, ali i pored toga ne može izdržati značajne normalne napone i napone smicanja. Razdvajanje vlakno/matrica jako zavisi od veličine vlakana [48].

Do danas je razvijen veliki broj kriterijuma popuštanja ili loma (nekoliko stotina) kompozitnih materijala, od kojih su neki specifični, dok su ostali opštiji i više prihvaćeni u inženjerskoj praksi.

Najpoznatiji i najšire prihvaćeni kriterijumi loma su:

1. kriterijum maksimalnih napona
2. kriterijum maksimalnih deformacija
3. kriterijum Tsai-Hill
4. kriterijum Tsai-Wu [49].

Pored njih postoje: Hashin-ov, Puck-ov kriterijum, kao i polinomski, tenzorski i parametarski kriterijumi loma kompozitnih materijala.

Kriterijumi loma uvek se postavljaju za jedan sloj, naprezanja su definisana u glavnom materijalnom sistemu (sistemu glavnih osa inercije), te je neophodno poznavati pet parametara čvrstoće:

X_t - zatezna čvrstoća u pravcu vlakna,

X_c - pritisna čvrstoća u pravcu vlakna,

Y_t - zatezna čvrstoća normalno na pravac vlakna,

Y_c - pritisna čvrstoća normalno na pravac vlakna,

S - smicajna čvrstoća;

ili pet parametara deformacija, ako se kriterijum loma postavlja pomoću dopuštenih deformacija:

X_{et} - dopuštena zatezna deformacija u pravcu vlakna,

X_{ec} - dopuštena pritisna deformacija u pravcu vlakna,

Y_{et} - dopuštena zatezna deformacija normalno na pravac vlakna,

Y_{ec} - dopuštena pritisna deformacija normalno na pravac vlakna,

S_e - dopuštena ugaona deformacija.

Bitna razlika u odnosu na kriterijume definisane za metale je da vrednosti naprezanja, koje ulaze u kriterijume, nisu glavne (svojstvene) vrednosti tenzora naprezanja, već vrednosti naprezanja u sistemu glavnih materijalnih osa jednog sloja [49].

3.12.1 Kriterijum maksimalnih napona

Kriterijum maksimalnih napona najviše se primenjuje kod jednoosnog opterećenja i po njemu do popuštanja neće doći ako je ispunjeno:

$$\sigma > 0 \begin{cases} \sigma_1 < X_t \\ \sigma_2 < Y_t \\ |\tau_{12}| < S \end{cases} \quad (3.2)$$

$$\sigma < 0 \begin{cases} \sigma_1 > X_c \\ \sigma_2 > Y_c \\ |\tau_{12}| < S \end{cases} \quad (3.3)$$

Nedostatak ovog kriterijuma je da ne daje dovoljno pouzdane rezultate kada se radi o dvoosnom slučaju opterećenja. Ako opterećenje nije u pravcu jedne od glavnih materijalnih osa, već pod uglom θ , onda je moguće napisati:

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_x (\cos \theta)^2 < X \\ \sigma_2 &= \sigma_x (\sin \theta)^2 < Y \\ \tau_{12} &= -\sigma_x \sin \theta \cos \theta < S \end{aligned} \quad (3.4)$$

Iz prethodnog sledi uslov da σ_x sme imati maksimalnu vrednost, koja se izražava kao:

$$\begin{aligned} \sigma_x &< \frac{X}{(\cos \theta)^2} \\ \sigma_x &< \frac{Y}{(\sin \theta)^2} \\ \sigma_x &< \frac{S}{\sin \theta \cos \theta} \end{aligned} \quad (3.5)$$

U ovim izrazima X , Y , S se koriste kao pritisna ili zatezna čvrstoća, u zavisnosti od predznaka σ_x , a koga zapisujemo pomoću apsolutne vrednosti. U tom slučaju se i vrednost naprezanja σ_x zapisuje svojom apsolutnom vrednošću.

Poređenje sa eksperimentalnim podacima pokazalo je da će ovaj kriterijum otkaza davati najbolje vrednosti za $\theta = 0^\circ$ ili 90° , dok će podudaranje sa eksperimentima biti najslabije pri $\theta = 45^\circ$ [49].

3.12.2 Kriterijum maksimalnih deformacija

Kod ovog kriterijuma, kriterijuma maksimalnih deformacija, postoji velika sličnost sa kriterijumom maksimalnih normalnih napona (naprezanja). Sva ograničenja u primeni, koja su navedena kod tog kriterijuma, važe i kod kriterijuma maksimalnih deformacija. Do popuštanja neće doći ako je ispunjeno:

$$\varepsilon > 0 \quad \left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_1 < X_{st} \\ \varepsilon_2 < Y_{st} \\ |\varepsilon_6| < S_\varepsilon \end{array} \right\} \quad (3.6)$$

$$\varepsilon < 0 \quad \left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_1 > X_{sc} \\ \varepsilon_2 > Y_{sc} \\ |\varepsilon_6| < S_\varepsilon \end{array} \right\} \quad (3.7)$$

Pomoću:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \frac{1}{E_1} (\sigma_1 - \nu_{12} \sigma_2) \\ \varepsilon_2 &= \frac{1}{E_2} (\sigma_2 - \nu_{21} \sigma_1) \\ \varepsilon_6 &= \frac{\tau_{12}}{G_{12}} \end{aligned} \quad (3.8)$$

a koristeći transformaciju za σ_x , kako je pre definisano, može se zapisati:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \frac{1}{E_1} ((\cos \theta)^2 - \nu_{12} (\sin \theta)^2) \sigma_x \\ \varepsilon_2 &= \frac{1}{E_2} ((\sin \theta)^2 - \nu_{21} (\cos \theta)^2) \sigma_x \\ \varepsilon_6 &= -\frac{1}{G_{12}} \sin \theta \cos \theta \sigma_x \end{aligned} \quad (3.9)$$

i znajući da u linearno elastičnom području važi:

$$\begin{aligned} X_\varepsilon &= \frac{X}{E_1} \\ Y_\varepsilon &= \frac{Y}{E_2} \\ S_\varepsilon &= \frac{S}{G_{12}} \end{aligned} \quad (3.10)$$

dobijaju se iz izraza (3.9) maksimalne vrednosti dozvoljenog naprezanja σ_x :

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &< X_{st} \\ \frac{1}{E_1} ((\cos \theta)^2 - \nu_{12} (\sin \theta)^2) \sigma_x &< X_{st} \\ ((\cos \theta)^2 - \nu_{12} (\sin \theta)^2) \sigma_x &< X_{st} E_1 \end{aligned} \quad (3.11)$$

što uzevši u obzir izraz (3.10), a potom zapisano i za preostala dva uslova, daje:

$$\sigma_x < \frac{X}{(\cos \theta)^2 - \nu_{12} (\sin \theta)^2}$$

$$\sigma_x < \frac{Y}{(\sin \theta)^2 - \nu_{21}(\cos \theta)^2}$$

$$\sigma_x < \frac{S}{\sin \theta \cos \theta} \quad (3.12)$$

Poređenje sa eksperimentalnim vrednostima dovodi do sličnih zaključaka kao i kod kriterijuma maksimalnih napona. Najbolje podudaranje je kod $\theta = 0^\circ$ ili 90° , dok će podudaranje sa eksperimentima biti najslabije pri $\theta = 45^\circ$ [49].

3.12.3 Tsai-Hill kriterijum

Tsai-Hill kriterijum loma kompozitnih materijala koristi se u slučaju troosnog stanja naprezanja i spada u grupu energetskih kriterijuma loma. Taj kriterijum govori da do popuštanja kompozitnog sloja neće doći ako je ispunjen uslov:

$$(G + H)\sigma_1^2 + (F + H)\sigma_2^2 + (F + G)\sigma_3^2 - 2H\sigma_1\sigma_2 - 2G\sigma_1\sigma_3 - 2F\sigma_2\sigma_3 + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 < 1 \quad (3.13)$$

gde su parametri F, ..., N definisani iz čvrstoće materijala [1].

Njihove vrednosti dobijene su tako da se razmatraju slučajevi jednoosnog stanja naprezanja. Na taj način se iz uslova $\sigma_1 \neq 0$, uz sve ostale komponente tenzora naprezanja $\sigma_{ij} = 0$, dobija

$$G + H = \frac{1}{X^2} \quad (3.14)$$

Ako se postupak ponovi i za ostale komponente tenzora naprezanja, izvode se sledeće relacije:

$$2N = \frac{1}{S^2}$$

$$F + H = \frac{1}{Y^2}$$

$$F + G = \frac{1}{Z^2} \quad (3.15)$$

iz kojih se dodatnim sređivanjem izvode izrazi:

$$2H = \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2}$$

$$2G = \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{Y^2}$$

$$2FH = \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{X^2} \quad (3.16)$$

Ovde X , Y , Z predstavljaju parametre čvrstoće. Kod ovih parametara nisu naznačeni indeksi $()_c$ odnosno $()_t$, budući da se oni dodeljuju zavisno od predznaka odgovarajućeg naprezanja. Parametar Z nije pre definisan i predstavlja čvrstoću u smeru normalnom na ravan sloja (u pravcu 3 koji se definiše vektorskim proizvodom vektora glavnih materijalnih osa 1 i 2). Za jedan sloj, koji je u ravanskom stanju naprezanja, Tsai-Hill kriterijum glasi:

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} < 1 \quad (3.17)$$

Prema analogiji sa prethodna dva kriterijuma popuštanja, ako deluje samo naprezanje σ_x pod uglom θ , kriterijum se piše kao [49]

$$\frac{(\cos \theta)^4}{X^2} + \left(\frac{1}{S^2} - \frac{1}{X^2} \right) (\sin \theta)^2 (\cos \theta)^2 + \frac{(\sin \theta)^4}{Y^2} < \frac{1}{\sigma_x^2} \quad (3.18)$$

3.12.4 Tsai-Wu kriterijum

Tsai-Wu kriterijum naziva se još i tenzorski ili kvadratni kriterijum loma i spada među najčešće korišćene kriterijume. Tenzorski (indeksni) zapis kriterijuma je

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1; \quad i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (3.19)$$

Ovako napisan kriterijum se sastoji od 42 člana:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + \dots + F_6 \sigma_6 + \dots + F_{11} \sigma_1 \sigma_1 + F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + \dots + F_{66} \sigma_6 \sigma_6 = 1 \quad (3.20)$$

U gornjem izrazu F_i i F_{ij} su parametri u koje ulazi čvrstoća kompozita [1].

Ako se razmatra samo jedan sloj u ravanskom stanju naprezanja, ostaju samo indeksi 1, 2, 6; te se Tsai-Wu kriterijum zapisuje kao:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_6 \sigma_6 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2(F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{16} \sigma_1 \sigma_6 + F_{26} \sigma_2 \sigma_6) = 1 \quad (3.21)$$

Detaljnou analizom može se pokazati da je $F_{16} = F_{26} = 0$. Vrednosti parametara dobijaju se na sličan način kao i kod Tsai-Hill kriterijuma.

Ako se razmatra slučaj $\sigma_l \neq 0$, uz sve ostale komponente tenzora naprezanja $\sigma_{ij} = 0$, jasno je da najveća moguća vrednost, koju ova komponenta naprezanja može poprimiti, a da nije narušen kriterijum čvrstoće, mora biti X_t ili X_c (zavisno od toga da li je

naprezanje na pritisak ili zatezanje). Tsai-Wu kriterijum tada daje dva izraza (jedan za pozitivan, a drugi za negativan predznak σ_1).

$$\begin{aligned} F_1 X_t + F_{11} X_t^2 &= 1 \\ F_1 X_c + F_{11} X_c^2 &= 1 \end{aligned} \quad (3.22)$$

Rešenja ovog sistema predstavljaju vrednosti F_1 i F_{11} :

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{1}{x_t} + \frac{1}{x_c} \\ F_{11} &= -\frac{1}{x_t x_c} \end{aligned} \quad (3.23)$$

Ponavljanjem istog postupka, uz $\sigma_2 \neq 0$, određuju se parametri:

$$\begin{aligned} F_2 &= \frac{1}{y_t} + \frac{1}{y_c} \\ F_{22} &= -\frac{1}{y_t y_c} \end{aligned} \quad (3.24)$$

te uz $\sigma_6 \neq 0$, sledi

$$F_{66} = \frac{1}{s^2} \quad (3.25)$$

Parametar F_6 mora biti jednak 0, jer bi u suprotnom vrednost leve strane izraza (3.21) zavisila od predznaka smicajnog naprezanja σ_6 , što fizički nije moguće (predznak smicajnog naprezanja ne sme uticati na rešenje). Parametar F_{12} ne može se odrediti uniaksijalnim testovima, već bi se morao sprovesti biaksijalni test, kod kojeg je na pr. $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$, dok je $\sigma_6 = 0$. Uvrštavanjem u kriterijum popuštanja (3.21), izvodi se sledeći izraz:

$$(F_1 + F_2)\sigma + (F_{11} + F_{22} + 2F_{12})\sigma^2 = 1 \quad (3.26)$$

što nakon sređivanja daje

$$F_{12} = \frac{1}{2\sigma^2} \left[1 - \left(\frac{1}{x_t} + \frac{1}{x_c} + \frac{1}{y_t} + \frac{1}{y_c} \right) \sigma + \left(\frac{1}{x_t x_c} + \frac{1}{y_t y_c} \right) \sigma^2 \right] \quad (3.27)$$

Drugi zapis parametra F_{12} , koji se često koristi glasi:

$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{F_{11} F_{22}} \quad (3.28)$$

u kom se slučaju Tsai-Wu kriterijum zapisuje u obliku, koji se i najčešće koristi [49]

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 - \sqrt{F_{11}F_{22}}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (3.29)$$

3.13 Teorijski opis modela udara

Prednost teorijskih modela je uvid u problem udara obezbeđen izrazima zatvorenog oblika, koji direktno pokazuju uticaj različitih parametara. Dodatna prednost je brzina dobijanja rezultata, što je pogodno u ranim fazama projektovanja i za velike parametarske studije. Njihova glavna mana je ograničenje na prilično jednostavne geometrije i ograničena sposobnost za modeliranje rasta oštećenja. Tako, sa nekoliko izuzetaka, teorijske metode pogodne su za predviđanje inicijacije oštećenja pre nego za simulaciju stvarnog rasta. Nasuprot tome proračunska mehanika (Computational Mechanics) postaje strategija za složenije geometrije i numeričke eksperimente sa formiranjem oštećenja [50].

Teorijski modeli mogu se podeliti u dve glavne kategorije:

- modele sa više (multi) stepena slobode i
- modele sa jednim ili dva stepena slobode.

Multi stepeni modeli obično se zasnivaju na numeričkom modu sumiranja, koji retko dozvoljava eksplicitne izraze za uticaje parametara. Dakle, oni se mogu posmatrati kao brža i jeftinija alternativa drugim računarskim metodama.

Modeli sa jednim ili dva stepena slobode obično dopuštaju zatvoreni oblik rešenja, koja eksplicitno pokazuju uticaj parametara, ali imaju ograničenu fleksibilnost u obradi različitih slučajeva opterećenja i složenijih geometrija.

Teorijski modeli su obično dizajnirani da se bave bilo odgovorom i formiranjem oštećenja tokom udara, ili odgovorom i rastom oštećenja nakon udara. Posebno čvrstoća posle udara se razmatra (Compressive Strength After Impact - CSAI), dok su mnogi modeli konačnih elemenata u stanju da se odnose na oba problema u istom modelu [50].

Dvodimenzionalni (2D) model mikromehanike se koristio da se razmotre efekti transverzalne deformacije smicanja, koji su važni za probleme udara visoke brzine. Teorija laminata višeg reda ima mogućnost da pokrije zavisnu brzinu neelastične

deformacije kompozitnih laminata i onda je procedura implementirana korišćenjem metode konačnih elemenata [51].

U [51] dat je i trodimenzionalni (3D) inkrementalni model mikromehanike, koji opisuje zavisnost brzine deformacije neelastičnog ponašanja kompozitnih materijala, pod kompleksnim stanjem napona. 3D progresivni model otkaza može biti razvijen da se objasne otkazi kompozitnih materijala izloženi udaru visoke brzine, uključujući različite modove otkaza, napone i degradacije krutosti tokom faze nakon otkaza.

Analiza osetljivosti je alat u inženjerskom domenu da se identifikuje uticaj input parametara na stanje varijabli, kao što su: pomeranje, napon, deformacija i temperatura. U slučaju kompozitnih laminata otpor udaru zavisi od brojnih parametara, koji su bili široko proučavani od strane brojnih istraživača.

U [52] predstavljena je analiza senzitivnosti kao određeni stepen uticaja različitih mehaničkih i parametara materijala na udarne performanse kompozitnih laminiranih ploča. Pokazano je da bazirano na normalizovanim koeficijentima senzitivnosti, može se odrediti uticaj svakog individualnog parametra i stoga identifikovati parametri, koji se moraju razmotriti mnogo kritičnije u projektu. Normalizovani koeficijenti senzitivnosti otuda daju numerički indikator faktora imajući veći uticaj na udarnu otpornost kompozita.

Ovaj prilaz omogućuje da se limitira broj osobina materijala i geometrije obično razmatranih kao kritičnih u projektu za poboljšanje ponašanja kompozitnih laminata pri udaru niske brzine u iste. Rezultati indikuju da otpor udaru niske brzine polimernih vlaknima ojačanih kompozitnih ploča zavisi značajno od debljine, redosled slaganja slojeva i efekta modula elastičnosti vlakna i matrice, a manji efekat ima čvrstoća materijala matrice i vlakna kompozita. Inicijalni numerički model izabran je iz literature i rezultati su verifikovani nasuprot dostupnih numeričkih i eksperimentalnih rezultata. Rezultati pokazuju sasvim dobro slaganje sa eksperimentalnim rezultatima. Ti rezultati će pomoći da se u budućim studijama poboljša udarna otpornost kompozitnih laminata [52].

Postoje i robusni proračunski modeli udara. Jedan od njih je i model za odgovor kompozitnih laminata visokom intenzitetu transverzalnog dinamičkog opterećenja, koji proizilazi iz lokalnog udara sa projektilom i distribuiranog pritiska usled eksplozije. Delaminacije se modeluju koristeći kohezivni tip interface-a uvedenog između

sublaminata, dok su mehanizmi intralaminarnog oštećenja unutar sublaminata pokriveni koristeći model oštećenja deformacija-plastično omekšavanje. Rezultati za predviđene obrise oštećenja, koristeći nelokalni prilaz kvalitativno se slažu sa eksperimentalnim posmatranjima. Predviđanje performansi tog numeričkog modela se ocenjuju kroz poređenja sa dostupnim rezultatima udarnih testova CFRP kompozitnih laminata. Istorija sila-vreme, sila nasuprot pomeranje projektila i progresija gubitka energije projektila kao funkcija vremena pri udaru, poređene su sa dostupnim eksperimentalnim rezultatima, da se demonstrira efikasnost modela u pokrivanju detalja dinamičkog odgovora [53].

Rad [54] razmatra jednostavan model, koji predviđa udarno oštećenje u kompozitnom laminatu izbegavajući potrebu za vremenskim dinamičkim metodom konačnog elementa (FEM). Analitički model koristi nelinearni metod aproksimacije (Rayleigh-Ritz) i teoriju ploče velikog skretanja da se previdi broj slojeva sa otkazom i zona oštećenja u kvazi-izotropnoj kompozitnoj cirkularnoj ploči (asimetrični problem) usled tačkastog udarnog opterećenja u njen centar. Pretpostavljeno je da je deformacija usled statičkog transverzalnog opterećenja slična sa onom koja se dešava pri udaru niske brzine. Nađeno je da je model, uprkos tome što je jednostavan, u dobrom slaganju sa FEM predviđanjima i eksperimentalnim podacima za skretanje kompozitne ploče i on daje dobru procenu broja vlakana sa otkazima usled loma vlakna. Predviđena zona oštećenja može biti korišćena sa modelom mehanike loma, razvijenom od strane drugih istraživača da se izračuna kompresivna čvrstoća nakon udara u takve laminate. Ovaj prilaz može sačuvati značajno vreme kada se uporedi sa FEM rešenjima.

Rad [55] predstavlja 3-D model otkaza za predviđanje dinamičkog odgovora kompozitnih laminata pod dejstvom udarnog opterećenja. Model se bazira na prilazu Continuum Damage Mechanics (CDM) i dozvoljava kontrolu energije disipacije povezane sa svakim modom otkaza, bez obzira na prečišćenje mreže konačnih elemenata i orijentaciju ravni loma. Unutrašnje termodinamičke ireverzibilne varijable oštećenja definisane su da se kvantifikuje koncentracija oštećenja povezana sa svakim mogućim modom otkaza i predvidi stepen redukcije krutosti tokom procesa udara. Materijalni model bio je onda implementiran u LS-DYNA eksplicitni kod konačnog elementa i dokazao se kao sposoban reprodukovati eksperimentalne rezultate sa

adekvatnom tačnošću u smislu statičkog/dinamičkog odgovora, apsorbovane energije i iznosa oštećenja.

3.14 Osnove modeliranja oštećenja konačnim elementima

Značajna istraživanja izvršena su upotrebom progresivnih modela otkaza da se objasni otkaz kompozitnih laminata podvrgnutih uslovima opterećenja u ravni, kao što su: zatezanje, kompresija i smicanje. Obično, ovi modeli koriste metodu konačnih elemenata (MKE), kako bi se izvršila analiza napona za probleme kompozitnih laminata pod kvazi-statičkim opterećenjem [Tan, 1994.; Reddy i ostali, 1995.; Lessard i Shokrieh, 1995.; Sandhu i ostali, 1982; Camanho i Matthews, 1999.; Tserpes i ostali, 2002; Sleight i ostali, 1997.; Knight i ostali, 2002.; Ambur i ostali, 2004.].

Analitičke metode retko se upotrebljavaju da se analiziraju naponi, zato što su mehanizmi otkaza kompozita obično toliko komplikovani, te su te metode nepraktične. Štaviše, progresivna analiza otkaza laminiranih kompozita podrazumeva uvođenje određenih trodimenzionalnih napona i efekata duž slobodnih ivica i duž frontova delaminacija u višesmernom laminatu. Ovakvi problemi zahtevaju veliku količinu računanja. Zato se obično istraživački projekti fokusiraju na korišćenje metode konačnih elemenata za modeliranje razvoja oštećenja u kompozitima [56].

Dvodimenzionalni (2D) metod konačnih elemenata, zasnovan na klasičnoj teoriji laminatne ploče (Classical Laminate Plate Theory, CLPT), korišćen je od strane Sandhu-a i ostalih [1982.] za modeliranje otkaza kompozitnih laminata. Prema pristupu sličnom Petit- i Waddoups-a [1969.], eksperimenti su prvi put izvedeni za dobijanje krivih napon-deformacija unidirekcionalnih kompozita pod ravanskim opterećenjem. Ove krive kasnije su predstavljene kao delovi neprekidnih funkcija kubnih dugih interpoliranih konačnih elemenata za analizu. Kriterijum otkaza ukupne energije deformacije razvijen je od strane Sandhu-a i ostalih [1982.], da se odredi otkaz lamine i metod popuštanja sloja [Tsai i Azzi, 1966.], a korišćen je za smanjenje krutosti oštećene lamine.

Druga upotreba 2D metode konačnih elemenata, na osnovu klasične CPLT, takođe je data u radovima Chang-a i ostalih [1984.; 1987.]. Oni su izveli progresivnu analizu otkaza kompozitnih laminata sa zarezom, na zatezanje i pritisak. Nelinearnu zavisnost

napon-deformacija predložili su Hahn i Tsai [1973.] i ona je korišćena za smicanje u ravni. Rezultujuće nelinearne jednačine konačnih elemenata rešene su modifikovanom Newton-Raphson iterativnom tehnikom [56].

2D FE kod takođe je razvijen od strane Averill- i Reddy-a [1992.], da se prouči otkaz laminiranih ljuskastih struktura. Širenje pomeranja trećeg reda po debljini ljuske laminata je pretpostavljeno u metodi konačnih elemenata. Korišćeno je rešenje mikromehanike, uz uslov elastičnosti, za predviđanje i otkaz efektivnih osobina kompozita.

Ostali 2D FE bazirani progresivni modeli otkaza za proučavanje kompozitne ploče, postoje u radu Tolson- i Zabarasa-a [1991.]. U svojim FE formulacijama, korišćen je element ploče sa sedam stepeni slobode, na osnovu teorije deformacije ploče smicanjem višeg reda, gde se stepeni slobode sastoje od tri pomeranja i četiri rotacije [56].

Pun trodimenzionalni (3D) metod konačnih elemenata upotrebljen je od strane Lee-a [1980.], da se izvrši analiza opterećenja za biaksijalno opterećenje kompozitnog laminata sa centralnom rupom. On je kasnije razvio 3D FE kod (Lee, 1982.) da se analizira akumuliranje oštećenja i progresivni otkaz za isti problem. Smanjenje krutosti sprovedeno je na nivou elementa i na naponu baziran kriterijum otkaza korišćen je da identifikuje tri moda otkaza: lom vlakana, poprečno prskanje matrica i delaminaciju. Međutim, primećeno je da njegov kod nikada nije detektovao delaminaciju [56].

Prema istraživanjima efekata slobodne ivice u kompozitnim laminatima [Spilker i Chou, 1980; Atlus i ostali, 1980.], delaminacija se javlja, jer normalni naponi i naponi smicanja između dva kompozitna sloja imaju singularitete blizu slobodne ivice. Ipak, dalja prerada FE mreže na potrebnom nivou bila je nemoguća u to vreme (tj. 1982.), kako su potrebni kompjuterski resursi bili nedostupni. Inkrementalna formulacija za matricu krutosti je kasnije predložena od strane Hwang- i Sun-a [1989.], da se poboljša efikasnost izračunavanja 3D progresivne analize otkaza.

Ostali progresivni modeli otkaza, koji koriste metode konačnih elemenata, razvijeni su za proučavanje ponašanja otkaza kompozitnih laminata. Oni sadrže koncentraciju napona, kao što su to otvori-rupe [Chang i Chang, 1987.; Chang i Lessard, 1991.; Tan, 1991.] i veze zavrtnjima [Lessard i Shokrieh, 1995.; Hung i Chang, 1996.; Tserpes i ostali, 2002.; Camanho i Matthews, 1999.; Shokrieh i Lessard, 2000.]. Uprkos napretku ostvarenom u primeni ovih naprednih modela oštećenja, mnoga pitanja

vezana za izbor tehnika modeliranja oštećenja i kriterijuma otkaza su i dalje otvorena za istraživanja [56].

Primeri studija iz [57] indikuju specijalne karakteristike kompozitnih struktura kao simetričnih, nasuprot nesimetričnih laminatnih konfiguracija i prisustvo ivičnih napona, neophodnih da se razmatraju u aplikacijama laminatnih konfiguracija metodom konačnih elemenata. Specifični efekti, koji utiču na rezultate napona dobijenih metodom konačnih elemenata su: mreža elemenata, granični uslovi i 2D (nasuprot 3D) model. Tada je zaključeno da modeliranje kompozitnih struktura zahteva razumevanje strukturnih karakteristika kompozita.

U [58] glavni mehanizmi oštećenja (intralaminarni i interlaminarni otkazi) uključeni su u simulacije udarnih oštećenja. Dati su i grafički prikazi tih udarnih oštećenja.

Model konačnog elementa eksplicitno uključuje mikrostrukturu laminata. Za svaku ploču je pravljen mreža, koristeći osmočvorne blok elemente sa redukovanom integracijom (C3D8R u ABAQUS-u). Mehaničko ponašanje svake ploče je definisano koristeći okvir mehanike kontinualnog oštećenja, gde su elastične konstante kompozitnog materijala progresivno degradirane, kao funkcije varijabli oštećenja.

Kompozitni laminati se lako oštećuju udarom male brzine [59]. To uzrokuje unutrašnje delaminacije, koje drastično smanjuju kompresivnu čvrstoću laminata. Izvedena je numerička i eksperimentalna analiza za predviđanje oštećenja u Carbon/Epoxy laminatu. U tom radu dobijeno je dobro slaganje rezultata za oblik i orijentaciju delaminacija [59].

Da se poboljša procedura predviđanja oštećenja i poveća analiza stabilnosti, Coupled Eulerian Lagrangian (CEL) metode, iskorišćena je mogućnost programa ABAQUS/Explicit. Glavno poboljšanje u proceduri predviđanja oštećenja usled udara ptice bila je postignuta zamenom Lagrange modela ptice sa CEL formulacijom implementiranom u ABAQUS-u. Ova nova tehnika modeliranja omogućuje bolje pokrivanje fluidnog ponašanja ptice na udar, u opsegu brzine pri kojoj se udari ptica obično javljaju. Činjenica da CEL analiza nema problema sa numeričkim nestabilnostima uzrokovanih ekstremnim deformacijama materijala omogućava simulaciju udarnih uslova u kojima se koristi Lagrange model otkaza ptice, da se kompletira analiza usled prekomernih izobličenja konačnih elemenata ptice [60].

Jedna specifična analiza prostiranja delaminacije kod laminatnih kompozitnih materijala data je u [61]. Za tu svrhu razvijen je poseban algoritam i on je ugrađen u programski paket PAK. Sposobnost ugrađenog algoritma da simulira raslojavanje testirano je i utvrđeno je dosta dobro poklapanje rezultata. Analizirani su i kriterijumi otkaza u kompozitnom materijalu i zaključeno je da za posmatrani problem neće doći do otkaza u materijalu. Prethodna analiza urađena je primenom eksplicitne metode centralnih razlika i implicitne Newmark-ove metode numeričke integracije dinamičkih jednačina kretanja. Dobijeni rezultati pokazuju dobro slaganje ove dve metode, ali treba istaći da je vreme računanja, primenom metode centralnih razlika, znatno veće, nego primenom implicitne Newmark-ove metode, jer eksplicitna metoda zahteva veoma mali vremenski korak.

Predviđanje oštećenja može se bazirati na nelinearnoj eksplicitnoj metodi konačnih elemenata, u kombinaciji sa kompleksnim strukturalnim modelima konačnih elemenata, različitim modovima otkaza i degradacije i Eulerian modelu impaktora. Poboljšanja su načinjena na polju modeliranja oštećenja kompozitnih struktura implementacijom Puck-ovog modela degradacije i otkaza.

Sposobnost predstavljene metodologije da se simulira udar ptice u kompleksnu aeronautičku strukturu je demonstrirana simulacijom udara u tipičnu veću strukturu flap-a. Inače struktura je bila sposobna da izdrži udar ptice (određene mase) korišćen za zahteve sertifikacije bez kompletne penetracije ili gubitka nosivosti opterećenja [62].

U [63] razmatra se analiza konačnim elementom udara više različitih masa niske brzine u laminirane FRP kompozite. Čvrsti slojni elementi sa osam čvorova razvijeni su za modeliranje konačnim elementom FRP laminata. Metod Newmark sa Hertz kontaktnim zakonom bio je korišćen za tranzijentnu dinamičku analizu konačnim elementom i implementiran za udar više masa u različitim vremenskim trenucima. Odgovarajući kriterijum delaminacije korišćen je da se proceni lokacija i iznos delaminacije usled višestrukih udara. Predstavljeni metod je opšti u smislu da može inkorporirati bilo koji broj impaktora pri različitim masama, brzinama, lokacijama na gornjoj površini laminatne ploče. Uočeno je da su iznos kontaktne sile, kao i delaminacija u interface-u pod velikim uticajem vremenskog intervala između narednih višestrukih udara.

Ponašanje unidirekcionalnih (unidirectional, UD) i tkanih (woven fabric, WF) laminata bilo je proučavano u [64], pod udarom male brzine, koristeći 3D tranzijentni kod konačnog elementa u radu. Evaluacija laminata koristila je funkciju otkaza, baziranu na Tsai-Hill kriterijumu otkaza. Studije su sprovedene pri određenim graničnim uslovima (uklještenje) ploče sa geometrijom (dimenzija 150 x 150 x 8 mm). Razmatrani su incidentna brzina udara od 5 m/s i masa impaktora od 50 g. Uočeno je da je funkcija otkaza niža za WF laminate nego za UD laminate, indikujući za WF laminate da su mnogo otporniji na udarno oštećenje [64].

U radu [65] oblast oštećenja u vlaknima ojačanim kvazi-izotropnim laminatima izložena je udaru niske brzine. Ona je smatrana za cirkularni nehomogeni konačni ravanski region. Modul oštećenja oblasti procenjen je koristeći model nehomogenosti i rezultate eksperimenata. Kompresivna čvrstoća laminata nakon udara je onda određena (predviđena) i ona je bila u dobrom slaganju sa eksperimentalnim rezultatima za razmatrane kvazi-izotropne laminate određene debljine.

U [66] 3D analiza konačnim elementom bila je izvedena za procenu delaminacije na interface-ima Graphite/Epoxy laminiranih vlaknima ojačanih plastičnih kompozita izloženih udaru niske brzine više cilindričnih impaktora. Čvrsti slojeviti elementi sa osam čvorova bili su korišćeni za analizu konačnim elementima vlaknima ojačanih plastičnih laminata. Newmark-metod zajedno sa Hertzian kontaktnim zakonom bili su korišćeni za tranzijentnu dinamičku analizu konačnim elementom i algoritam je bio razvijen za određivanje odgovora laminirane ploče pod udarom više udara u različitim vremenskim trenucima. Odgovarajući kriterijum delaminacije bio je korišćen da se proceni lokacija i iznos delaminacije usled višestrukih udara. Izvedena je studija da se uoče efekti značajnih parametara na udarni odgovor laminata i delaminacije indukovane na interface-ima. Uočeno je da su veličina kontaktne sile, kao i delaminacija na interface-u znatno pod uticajem intervala vremena između uzastopnih višestrukih udara.

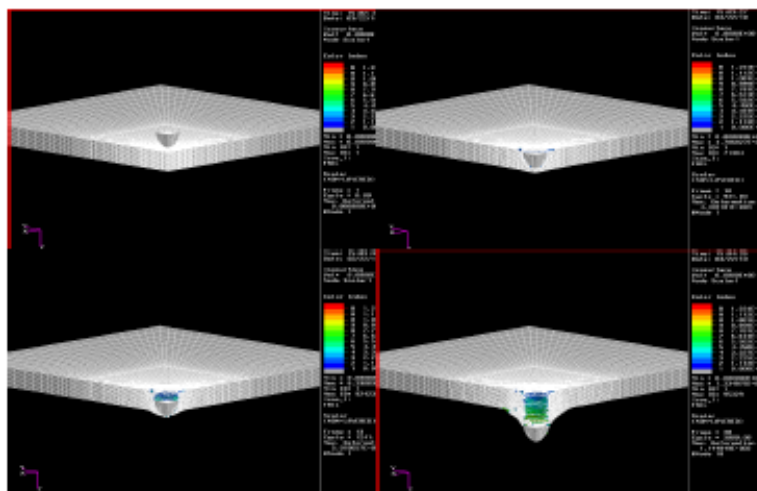
U radu [67] modelirano je udarno oštećenje kompozitnih laminata u obliku intra- i inter-laminarnih oštećenja, koristeći kriterijum baziran na naponu za inicijaciju oštećenja, i tehnike mehanike loma da se obuhvati razvoj oštećenja. Nelinearno smicanje kompozita opisano je sa Soutis poluempirijskom formulom napon-deformacija. FEM je upotrebljen da se simulira ponašanje kompozita usled udara niske

brzine, a interface kohezivni elementi su ubačeni između slojeva sa odgovarajućim zakonom mešovitog moda oštećenja za modelovanje delaminacije. Model oštećenja implementiran je u FE kod (Abaqus/Explicit) sa potprogramom VUMAT. Numerički rezultati uopšte dali su dobro slaganje, kada se uporede sa eksperimentalno dobijenim krivama udarne sile i apsorbovane energije nasuprot vremenu. Različiti mehanizmi oštećenja uočeni su nedestruktivnom tehnikom (non-destructive technique, NDT) X-zracima i uspešno su pokriveni predloženim numeričkim modelom razvoja oštećenja.

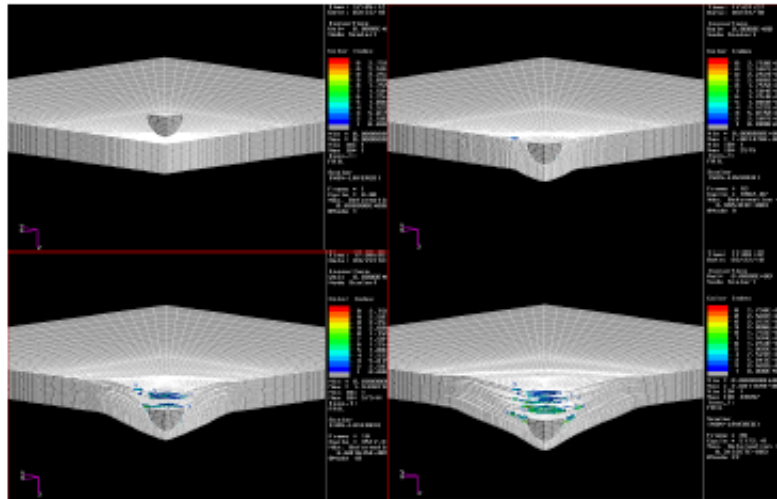
Određene numeričke studije izvedene su koristeći trodimenzionalni kod analize, MSC Dytran. Ovaj program je eksplicitni kod konačnog elementa, usmeren na analizu dinamičkih problema povezanih sa velikom deformacijom. Softver ima mogućnost da ukloni oštećene elemente iz mreže, što je korišćeno u analizi, da se dozvoli penetracija ploče od strane projektila.

Modeli konačnih elemenata za projektil i ploču napravljeni su i koristeći program MSC Patran. Kompozitna ploča se modeluje koristeći 8-čvorne 3D ortotropne Lagrangian čvrste elemente sa integracijom pojedinačne tačke. Projektil se modelira sa krutim 4-čvornim elementima ljuske. Vreme proračuna je redukovano modeliranjem samo četvrtine posmatranog problema zbog simetrije [68].

Tokom balističkog udara penetracija, otkaz vlakna, otkaz matrice i delaminacija trebaju biti uzeti u obzir, pošto se oni razmatraju kao glavni mehanizmi oštećenja u laminatu. Ovi modovi oštećenja su akumulativni i obično zavise od uslova udara. Delaminacija se simulira koristeći diskretne interfejse ubačene između mreže sloja laminata. Regioni oštećenja prikazani su na slikama 3.26 i 3.27 [68].



Slika 3.26 Udar visoke brzine [68]

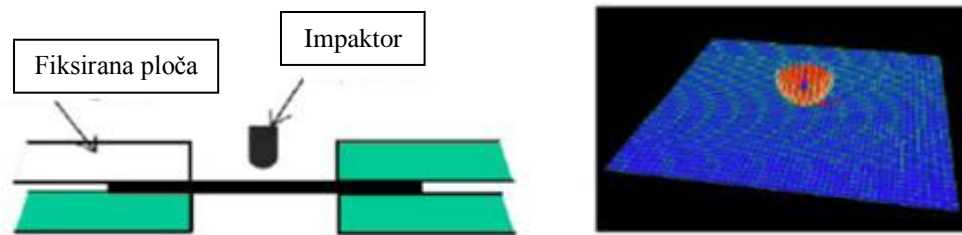


Slika 3.27 Udar niske brzine [68]

Upotreba numeričke tzv. „layerwise“ teorije u analizi kompozitnih ploča istraživana je od strane Y. Zhang-a u njegovoj PhD tezi (Zhang, 2003). Istraživanje efekata četvrtaste delaminacije na izvijanje laminiranih kompozitnih ploča sa kvadratnim otvorom urađeno je korišćenjem trodimenzionalne FEM analize (Zor, 2005). Numerička analiza kompozitnih ploča sa „multiple“ delaminacijama izloženim uniaksijalnim opterećenjem izvijanja proučavano je od strane F. Cappello- i D. Tum-a (Cappello, 2006). Analitičke i numeričke studije na izvijanje delaminiranih kompozitnih greda sprovedene su od strane Y. C. Wee- i C. G. Boay-a (Wee, 2007). Proračunski modeli sposobni za simulaciju i predviđanje preostale čvrstoće sa udarnim oštećenjem uzrokovanim promenljivim faktorima na laminatima su neophodni, kako bi se pomoglo interpretaciji eksperimentalnih rezultata i redukovala testiranja. Simulacija je dala dobre rezultate u poređenju sa testovima, što znači da je FE simulacija modela adekvatna i pouzdana [69].

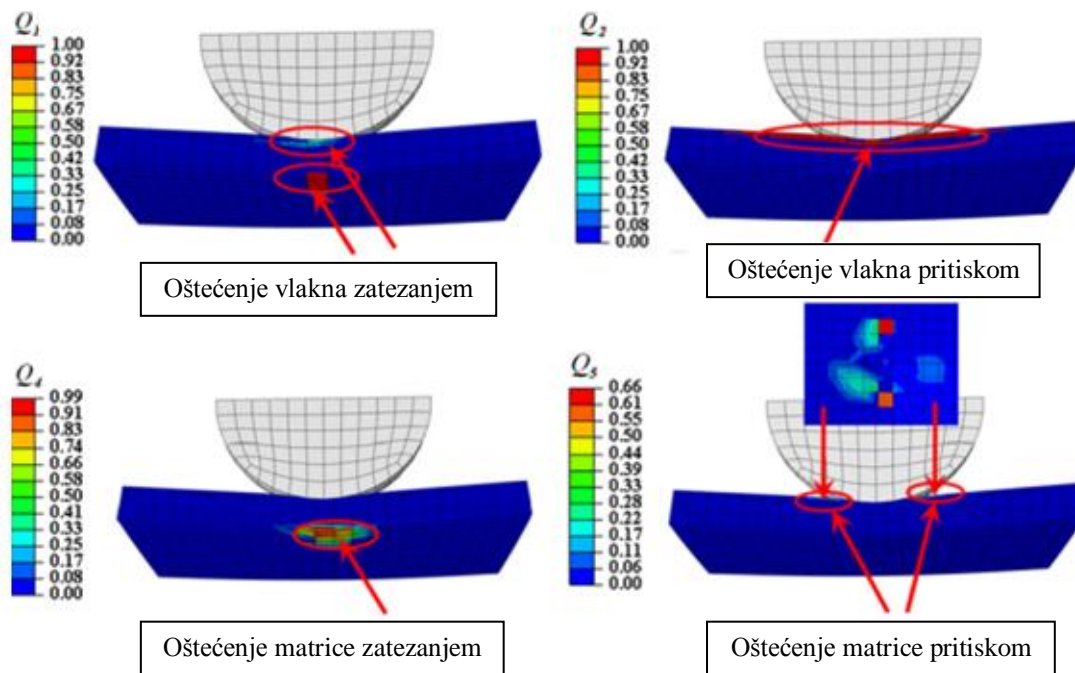
U studiji laminiranih ploča ili ljuski, analitička rešenja dostupna su samo za neke specijalne probleme, čak i u slučaju linearne statičke analize, koja je daleko najjednostavnija. Kada su u pitanju problemi udara, zatvoreni oblici rešenja mogu biti dobijeni za ekstremno proste modele, gde se uvode odgovarajuće pretpostavke, što vodi ka linearizovanim jednačinama koje treba rešiti. U fenomenu udara nekoliko nelinearnih efekata je prisutno: kontakt između impaktora i mete, velika pomeranja i nelinearne konstitutivne jednačine. Prema tim efektima, čak i u modelu sa jednim stepenom slobode, zahteva se određeni oblik numeričkog rešenja [70].

U [71] istraživana je progresivna analiza otkaza koristeći model konačnog elementa, da se karakteriše udarno oštećenje unidirekcionalnih ojačanih Carbon/Epoxy-laminatnih kompozita. Udar niske brzine može uzrokovati značajno oštećenje, u smislu prskanja matrice i delaminacije. Takva oštećenja su vrlo teška za otkrivanje, a mogu voditi ka ozbiljnim redukcijama u krutosti i čvrstoći struktura. Iz tog razloga vrlo je važno predvideti ih kroz prilaz konačnih elemenata. Ponašanje kompozitnih struktura izloženih udaru male brzine istraživano je mnogo i to eksperimentalno, numerički i analitički. Brojna objavljena literatura fokusira se na analizu udara ravnih ploča. Samo nekoliko njih se odnosi na laminatne ljuske. Grafik kontaktne sile, pozicija i veličina delaminacije, kao i njeno širenje shodno brzini udara, karakterisani su kroz Progressive Failure Analysis (PFA) u softverima GENOA/LS-DYNA i NASTRAN. Osim toga, rezultati analize su poređeni sa onima iz literature [71]. Na slici 3.28 ispod dat je prikaz izvedene analize za laminatnu ploču.



Slika 3.28 Prikaz modela i simulacije udara male brzine u laminatnu ploču [71]

Rad [72] prikazuje FEM tranzijentnu analizu elasto-plastične deformacije u vlaknima ojačanom AS4/PEEK laminatu, pod udarom krute sfere koja se kreće malom brzinom. Pretpostavka je da se matrice deformišu elasto-plastično, a vlakna elastično. Da se prouči otkaz i oštećenja u vlaknima ojačanim laminatima, povezani su prilazi mehanike kontinualnog oštećenja i mikromehanike. Delaminacija se javlja preko šireg regiona ispod sfernog impaktora. Vlakna ispod impaktora otkazuju usled kompresije, a matrice najviše u donjim slojevima otkazuju zatezanjem. Predviđeni razvoji oštećenja u matrici i vlaknu slažu se dobro sa eksperimentalnim posmatranjima. Na slici 3.29 dole date su varijable za predstavljanje oštećenja tokom udara (Q).



Slika 3.29 Fringe prikazi varijabli: Q_1 (oštećenje vlakna zatezanjem - fiber tensile damage), Q_2 (oštećenje vlakna pritiskom - fiber compressive damage), Q_4 (oštećenje matrice zatezanjem - matrix tensile damage) i Q_5 (oštećenje matrice pritiskom - matrix compressive damage) za $t = 0.52$ ms [72]

4. UDARI BALISTIČKE I VISOKE BRZINE U KOMPOZITNE STRUKTURE

4.1. Odgovor kompozitnih materijala na balistički udar

4.1.1 Opšte

U literaturi se sreće nekoliko definicija balističkog udara. Udari koji rezultuju u potpunoj penetraciji laminata nazivaju se balistički, dok su oni bez nje tzv. udari niskih brzina. Za udare niskih brzina smatraju se oni u kojima širenje naponskog talasa kroz debljinu materijala ne igra značajnu ulogu. Kako projektil dolazi u kontakt sa metom, kompresivni i smicajni talasi šire se izvan tačke udara. Ovi talasi dostižu zadnju stranu i vraćaju se nazad. Nakon mnogo refleksija kroz debljinu uspostavlja se kretanje ploče. Udari pri kojima se uvodi oštećenje nakon što je kretanje ploče definisano zovu se udari niskih brzina [25].

Odgovor kompozitnih materijala na balistički udar bio je predmet mnogih dosadašnjih inženjerskih istraživanja. Kompleksnost jedne takve analize uslovljena je brojnim parametrima, koji su prisutni pri takvom događaju, a koje je potrebno uzeti u obzir pri analizi. Balistički udari odlikuju se velikom brzinom udara projektila u metu. Balističko testiranje materijala može biti podeljeno u tri kategorije:

- 1) udar u jednu metu sa više projektila
- 2) udar u više meta sa više projektila i
- 3) udar u jednu metu sa jednim projektilom.

Kako su modovi balističkog otkaza kompozitnih materijala istraživani u određenim testovima nađeno je mnogo varijabiliteta. To je bilo usled široke raznolikosti fizičkih karakteristika korišćenih projektila i nivoa udarne energije. Ipak, mnoga istraživanja vlaknima ojačanih kompozita određivala su otkaz usled delaminacije i zatezanja [73].

U delu koji sledi biće opisano istraživanje sprovedeno na „NC State University“, od strane John William Wall- i Mike Flanagan-a, (1996.). Rezultati istraživanja govore da su tipični modovi otkaza tekstilnih ojačanih kompozitnih materijala bili funkcije brzine balističkog udara. U ovoj studiji, sva tri moda otkaza su posmatrana u

specifičnim 3D tkanim Kevlar®29 kompozitima. Zavisnost moda otkaza od opsega brzina udara data je u tabeli 2 [73].

Tabela 2. Primarni modovi otkaza u zavisnosti od brzine udara ojačanih tekstilnih kompozitnih materijala

Mod otkaza	Opseg brzine (m/s)
Lom vlakna i izvlačenje	Do 350
Razdiranje	Do 350
Prskanje matrice	Do 105
Delaminacija	Do 350
Deformacija	Do 105
Čepovi smicanja (Shear plugging)	Do 650

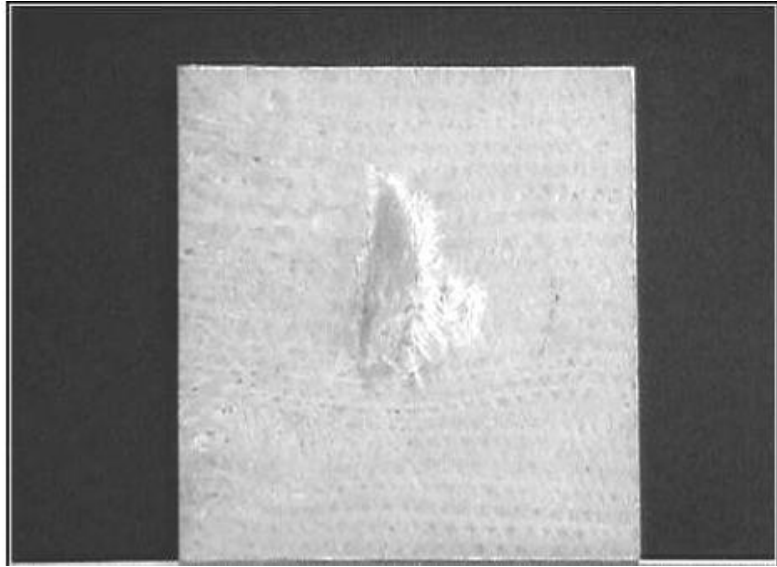
Firma DuPont razvila je specijalna vlakna namenjena balističkoj zaštiti. Jedno od tih vlakana je Aramid Fiber-Kevlar®29, koje je bilo prihvaćeno kao standard u balističkoj zaštiti od strane vojnih i zakonodavnih vlasti.

Rezultati eksperimenata pri udaru, sa brzinama u tri opsega, ilustrovani su slikama 4.1, 4.2 i 4.3. Na njima su prikazana karakteristična oštećenja pri udaru.

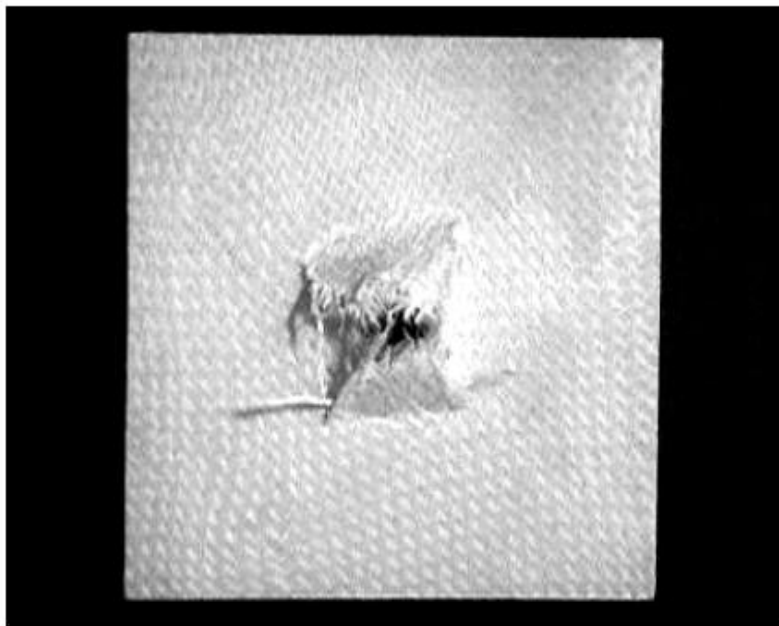
Slika 4.1 prikazuje izgled oštećenja u matrici i vlaknu pri niskoj brzini udara. Delaminacija je oštećenje, koje se javlja pri srednjoj brzini i ovo oštećenje dato je na slici 4.2.

Na slici 4.3 prikazano je oštećenje pri visokoj brzini udara (začepljivanje smicanjem - shear plugging).

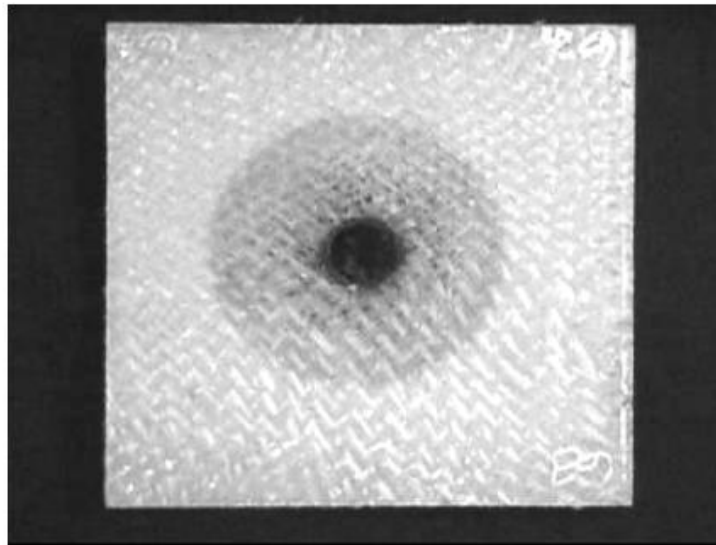
Predstavljeni grafički prikazi jasno ističu nastala oštećenja pri određenim brzinama udara [73].



Slika 4.1 Tipično oštećenje pri niskoj brzini udara (otkaz matrica/vlakno) [73]

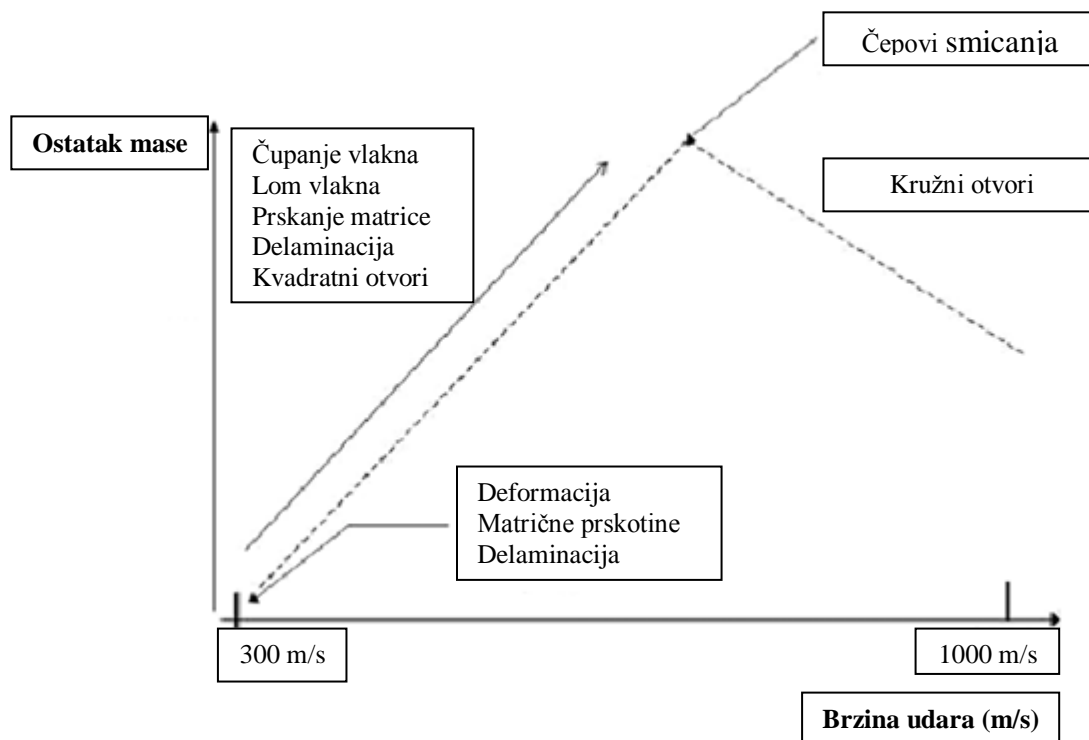


Slika 4.2 Tipično oštećenje pri srednjoj brzini udara (delaminacija) [73]



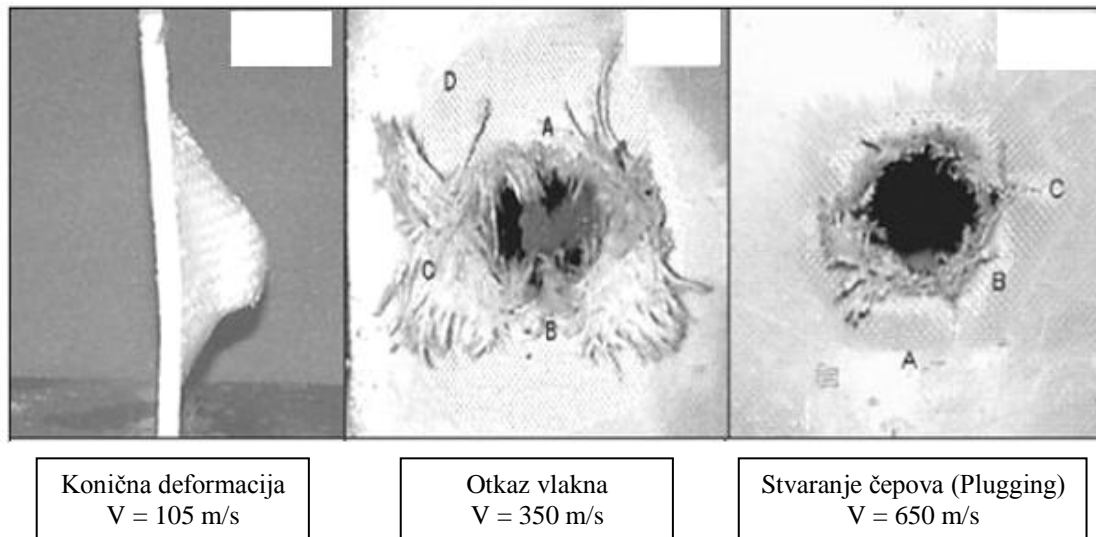
Slika 4.3 Tipično oštećenje pri visokoj brzini udara (Začepeljivanje smicanjem) [73]

Na osnovu brzina udara, pri kojima nastaje neko karakteristično oštećenje, određeni su modovi otkaza. Oni su okarakterisani prelazom od energije deformacije (deformacija) do kinetičke energije (čepovi smicanja) [73]. Grafička prezentacija ovih zavisnosti može se videti ispod na slici 4.4.



Slika 4.4 Veza između modova otkaza i brzine udara [73]

Slika 4.5 predstavlja dalju ilustraciju razvoja moda otkaza kao funkcije udarne brzine. Brzine udara date su u jedinicama nominalne brzine, pri kojima je viđen svaki od modova otkaza (u m/s).



Slika 4.5 Mehanizmi oštećenja ojačanih tekstilnih kompozita [73]

Sa slike se uočavaju glavni mehanizmi oštećenja za određene brzine udara.

Pri nižoj brzini udara (~ 105 m/s), primarni mod otkaza je konična deformacija (normalno na lokaciju udara).

Za opseg srednje brzine udara ($V \sim 350$ m/s) to su:

- (A) lokalni otkaz vlakna smicanjem,
- (B) prskanje matrice,
- (C) izvlačenje i otkaz vlakna i
- (D) delaminacija.

A kada je brzina udara visoka ($V \sim 650$ m/s) oni su:

- (A) delaminacija,
- (B) prskanje matrice i
- (C) lokalni otkaz vlakna smicanjem [73].

Pored tkanih kompozita ojačanih Kevlar-om i odgovor Graphite/Epoxy kompozitnih laminatnih ploča pod dejstvom udara projektila istraživani su dosta. Ali zbog prisustva velikog broja modova loma i kompleksnog odgovora sastavnih

materijala na ekstremno visoke brzine deformacije, do sada takav jedan proces nije bio potpuno obrazložen i objašnjen.

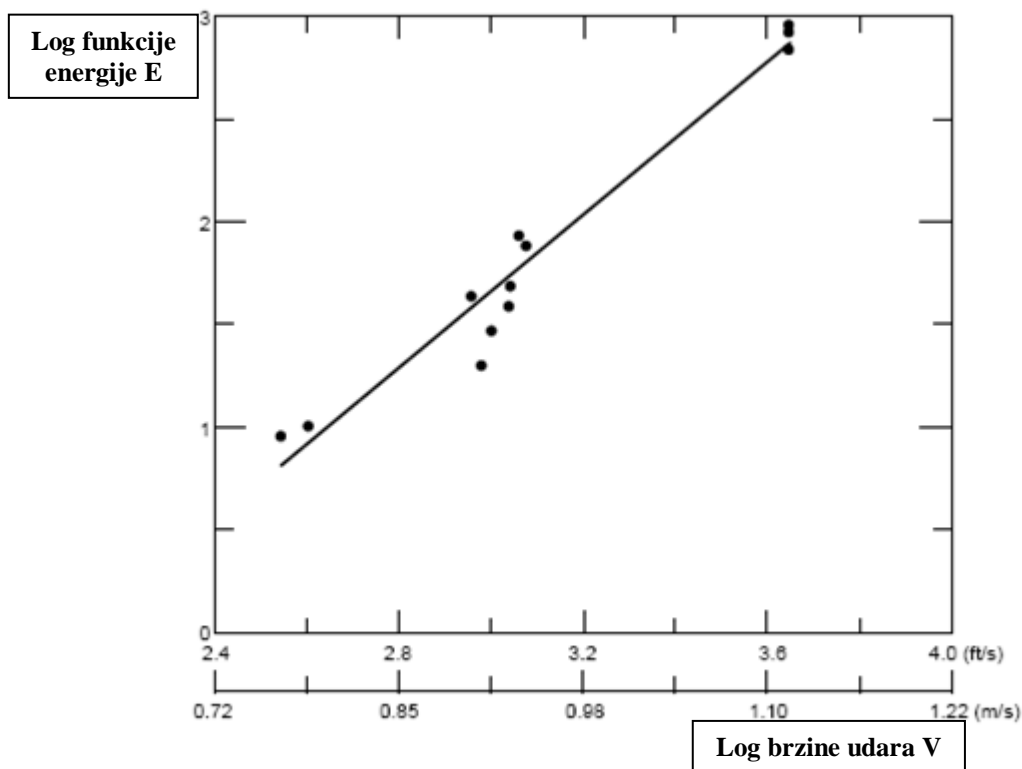
Iako se penetracija dešava u samo nekoliko mikrosekundi, osobine materijala pri tim uslovima menjaju se drastično.

Ciljevi tih istraživanja bili su procena uticaja karakteristika laminata i brzine udara na penetraciju, kao i razvoj metodologija za analizu površina loma nakon penetracije na mikro i makro nivou.

Radovi od strane Altamirano- (1991.) i Mayer-a (slika 4.6) dali su empirijsku funkcijsku relaciju između apsorpcije energije E i brzine udara V kao:

$$E = CV^n \quad (4.1)$$

gde je C konstanta zavisna od geometrije projektila i laminata.



Slika 4.6 Rezultati balističkog testa 31-slojne Graphite/Epoxy ploče pri udaru čelične sfere prečnika 12.7 mm [73]

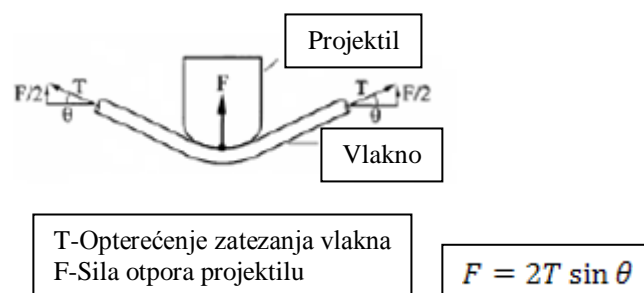
Analiza energije udara od strane Hui-a (1993.) pokazala je da površine loma fragmenata proizvedene udarom pojedinačnog sloja i ploče od trideset slojeva sa

čeličnom sferom, mogu biti povezane sa različitim mehanizmima apsorpcije energije. Eksperimentalna mikroskopska ispitivanja od strane Dutt-a (1996.) pokazala su povećanu apsorpciju energije pri višim brzinama udara. Mikrografske karakteristike loma na delaminiranim površinama su u korelaciji sa nivoom energije i brzinom udara. Iako su kvalitativne indikacije ukazale na postojanje ovih fenomena, kvantitativne analize tada nisu bile urađene [73].

4.1.2 Performanse kompozitnih materijala pri balističkom udaru

Osobine materijala pri udaru zavise od tvrdoće materijala, koja je kritična za tup projektil i deformacije do otkaza. Ova deformacija određuje sposobnost materijala da apsorbuje energiju preko opšte deformacije, uključujući krto prskanje u slučaju keramike i kompozita, ili plastične deformacije prisutne kod nekih metala.

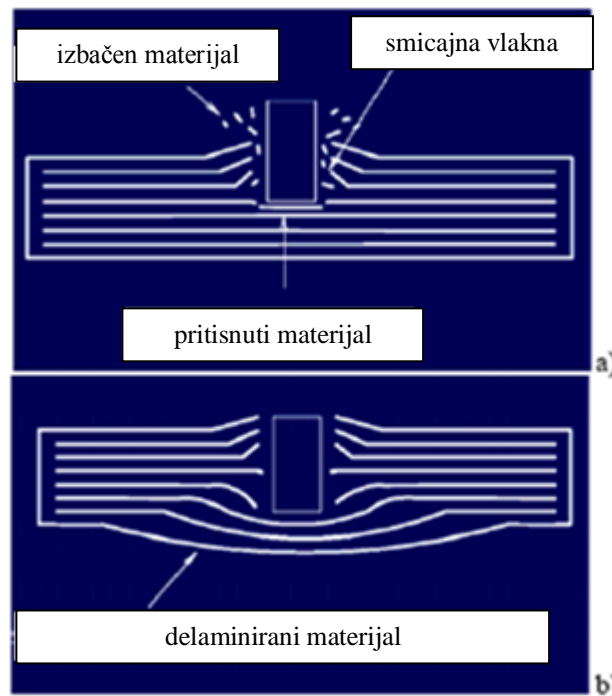
Kompozitni materijali oslanjaju se prvenstveno na krto mikrolom, kako bi apsorbovali energiju udara. Ovo znači da je apsorpcija krajnje energije uglavnom kontrolisana deformacijom do loma vlakana. Jednom kada su vlakna pukla struktura otkazuje i ne apsorbuje se energija dalje. Od kompozita baziranih na termoplastičnim vlaknima visoke čvrstoće i visoke elongacije do otkaza može se očekivati da apsorbuju energiju preko plastične deformacije i izvlačenja vlakana. Ovaj proces može se desiti efikasno u suvim neimpregniranim vlaknima raspoređenim u obliku tekstila, ali sposobnost vlakana da se deformišu na ovaj način je ozbiljno ograničena i apsorpcija energije može biti jako mala (slika 4.7) [73].



Slika 4.7 Uslovi opterećenja vlakana u tkanom tekstilu tokom penetracije [73]

Za vlaknaste kompozite, kod kojih su vlakna povezana sa matričnim sistemom, može se smatrati da se proces loma odvija u dve faze: inicijalna i završna. Visoka brzina

balističkog udara znači da dinamički efekti, pri udaru projektila, ne daju meti dovoljno vremena da se izvije. U inicijalnoj fazi (slika 4.8a) projektil će penetrirati uzorak indukovanjem otkaza usled kompresije i smicanja. Kako projektil usporava, ploča počinje da se deformiše, na način ekvivalentan maloj brzini deformacije i ona će se savijati. Ovo dovodi do podizanja elongacije zatezanja, delaminacije i vađenja vlakana (završna faza), a što je prikazano na slici 4.8b [73].



Slika 4.8 Balistički udar u kompozitnu ploču [73]:

- a) Inicijalna ulazna faza projektila rezultuje kombinacijom otkaza usled kompresije i smicanja
- b) Završna izlazna faza projektila karakterisana je zateznom deformacijom i delaminacijama

4.2. Mehanizmi oštećenja

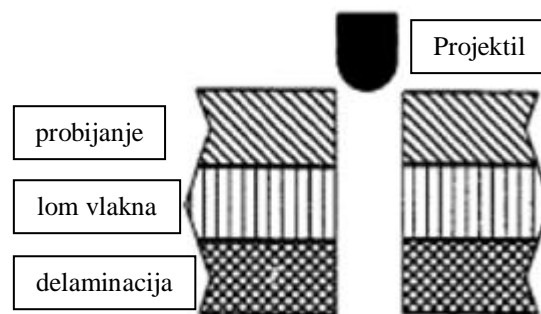
Mehanizam nastajanja udarnog oštećenja usled balističkog udara u laminatni kompozit, vrlo je složen i javlja se u više faza. Taj mehanizam predstavlja kombinaciju prskanja matrica, izvijanja, delaminacija, smicanja vlakana, loma vlakana i slično.

Nabrojani uzročnici oštećenja obično i interaguju međusobno, što dodatno otežava proučavanje efekata istih.

Sposobnost da se predvidi inicijacija i rast oštećenja suštinski je važna za predviđanje performansi jedne strukture, kako bi ona bila pouzdana i sigurna tokom perioda eksploatacije. Nisu sva mesta na određenoj strukturi podjednako ugrožena oštećenjima usled udara. Na kritičnoj lokaciji udara oštećenje se akumulira kroz debljinu uzorka, a posle toga nastaje redistribucija unutrašnjeg opterećenja.

4.2.1 Mehanizam penetracije

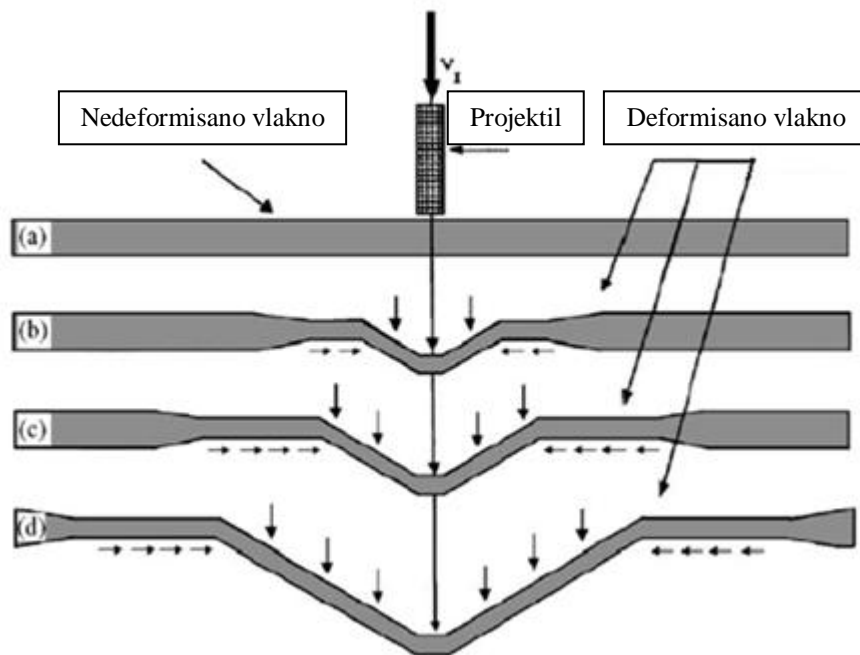
Otkaz probijanjem, lom vlakna, prskanje matrice i delaminacija generalno se razmatraju kao glavni mehanizmi oštećenja, koji se javljaju u kompozitnim materijalima tokom udara. Neki istraživači su navodili da se ovi mehanizmi oštećenja javljaju sekvencijalnim redom. Slika 4.9 pokazuje mehanizme oštećenja koji su bili uočeni tokom procesa udara. Oni počinju sa otkazom probijanja, sledi lom vlakna (i to pre delaminacije), a potom se javlja delaminacija na zadnjoj strani laminata. Relativna debljina pri svakom procesu oštećenja zavisi od ukupne debljine laminata (van Hoof, 1999.).



Slika 4.9 Mehanizmi oštećenja penetracijom dati u hronološkom redu [73]

U ranoj fazi balističkog udara, materijal laminata ispod projektila je pritisnut i po debljini se javlja deformacija smicanja na stranama stvorenog udubljenja (van Hoof, 1999.). Kako su tokom procesa udara gornji slojevi laminata pritisnuti, razvija se konična forma, koja se širi ka zadnjoj strani mete. To izaziva veću deformaciju u gornjim slojevima u odnosu na donje (Naik, 2006.). Slika 4.10 ilustruje formiranje

projektilom nastalog konusa. Kompresija po debljini izaziva gnječenje u materijalu, dok deformacija smicanja po debljini može uzrokovati formiranje čepa. Lom vlakana nastaje kada projektil prinudi vlakna da se šire iznad maksimalne vrednosti njihovog otkaza pri zatezanju. Kada otkazu sva prisutna vlakna nastaje potpuna perforacija projektila u metu. Bez obzira na to, pre nastanka otkaza vlakna, oštećenje će biti kombinovano od prskanja matrice i delaminacije [73].



Slika 4.10 Konične formacije na zadnjoj strani panela pri udaru projektila [73]

Dalje, sa napredovanjem projektila ka meti, on bočno deformiše istu kao i na donjoj strani. Kompresija u ravni će rezultovati sa interlaminarnim smicajnim naponima, dok će kompresija izvan ravni voditi ka interlaminarnim normalnim naponima. Oba tipa napona će uzrokovati rast delaminacije.

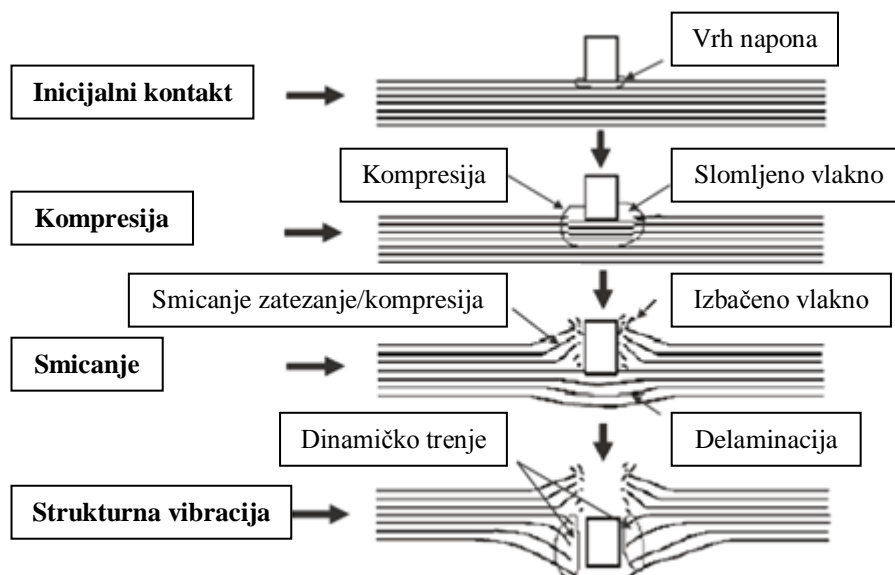
Prodiranje projektila u metu dovodi do toga da materijal ispred projektila postaje tanji, prema tome vodi ka manjem otporu tog materijala na izvijanje. Zbog toga, napredovanje projektila će se manifestovati smanjenjem otpora na razdvajanje neperforiranog sloja, a za preostale slojeve značiće povećanje iznosa delaminacija na zadnjoj strani laminata (van Hoof, 1999.). Slika 4.11. pokazuje mehanizme oštećenja koji se javljaju tokom balističkog udara.



Slika 4.11 Mehanizmi oštećenja koji se javljaju u kompozitnom materijalu pod dejstvom balističkog udara [73]

Abrate navodi sledeće faze pri balističkom udaru u laminat:

1. inicijalni kontakt
2. kompresija
3. smicanje i
4. strukturna vibracija (slika 4.12).

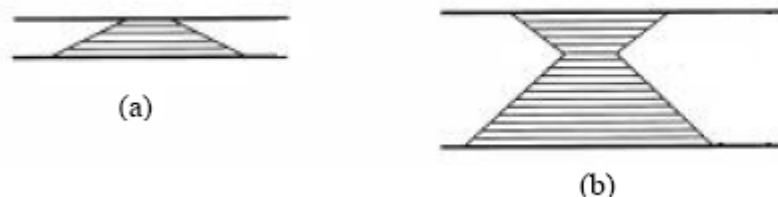


Slika 4.12 Faze balističkog udara u kompozitni laminat [73]

U slučaju perforirane ploče od GRP (Glass Reinforced Polymer), smicanje i fragmentacija su bili identifikovani kao značajni fenomeni u inicijalnim stadijumima perforacije. Konus oštećenja na udarnoj strani deblje mete rezultat je pritiska na materijal ispred projektila. Ovo vodi stvaranju radijalnih napona usled pomeranja fragmentisanih delova materijala GRP ploče.

Kako projektil napreduje ka izlaznoj strani mete, postaje lakše za slojeve materijala da se oni delaminiraju i saviju dalje od samog projektila, a u pravcu kretanja projektila. Idući dalje, projektil dostiže izlaznu stranu udara, a slojevima materijala postaje pogodnije da se delaminiraju i savijaju dalje od pravca udara projektila. Tada se ulubljuje konus oštećenja otvoren prema izlaznoj strani mete. Deblji kompoziti će se penetrirati mehanizmom uvlačenja, sve dok lom faze matrice u sloju interfejsa može biti dostignut. Mehanizam perforacije tankih kompozita dominantno je karakterisan mehanizmom ulubljenja, pre nego uvlačenja i kompresije (Gellert, 2000.).

Slična posmatranja su bila učinjena i od strane drugih istraživača kada se kreira zona perforacije koničnog oblika tokom perforacije tankih kompozitnih laminata, dok se za deblje mete dva izrazita procesa otkaza uočavaju za gornje i donje delove uzoraka (Abrate, 1998.). Slika 4.13 pokazuje karakteristike oštećenja za debele i tanke laminare (prednja strana pri udaru je na gornjoj ivici laminata) [73].



Slika 4.13 Karakteristike oštećenja (a) tanke mete i (b) debele mete [73]

4.2.2 Mehanizam apsorpcije energije

Udarno opterećenje može prema brzini udara, kako je već rečeno, biti kategorisano u tri grupe: niske, visoke i hiper brzine.

Ova klasifikacija je urađena zbog toga što će promena u brzini projektila rezultovati sa različitim mehanizmima u smislu prenosa energije udara između projektila i mete, disipacije energije i mehanizama propagacije oštećenja (Naik i Shrirao, 2004.).

Suštinski, balistički udar se razmatra kao udar velike brzine i male mase. U ovom slučaju, projektil male mase se lansira u metu sa visokom brzinom, za razliku od udara niske brzine, koji uključuje impaktor velike mase i koji udara u metu sa manjom brzinom. U pogledu toga, balistički udar je udar visoke brzine, a efekat tj. dejstvo je lokalizovano i nalazi se blizu lokacije udara.

Prema Naik-u (2006.), u meti se dešava nekoliko mogućih mehanizama apsorpcije energije tokom balističkog udara. Ti mehanizmi su: formiranje konusa na zadnjoj strani mete, sekundarna deformacija vlakana, primarno zatezanje vlakana, delaminacija, prskanje matrice, smicajno začepljivanje i trenje između projektila i mete. Na osnovu toga istraživači su stavili sve ove energije u jednu jednačinu; pri čemu je ukupna energija apsorbovana pri udaru u metu suma energija kretanja konusa E_{KE} , začepljivanja smicanjem E_{SP} , sekundarne deformacije vlakana E_D , primarnog otkaza zatezanjem vlakana E_{TF} , delaminacije E_{DL} , prskanja matrice E_{MC} i energije trenja E_F .

$$E_{TOTALi} = E_{KEi} + E_{SPi} + E_{Di} + E_{TFi} + E_{DLi} + E_{MCI} + E_{Fi} \quad (4.2)$$

Mines i ostali (1999.) su identifikovali modove apsorpcije energije, kada se analizira balistička perforacija kompozita sa različitim oblikom projektila. Ove apsorbovane energije su: lokalna perforacija, delaminacija i trenje između projektila i mete. Ipak, udeo trenja između projektila i mete u apsorpciji energije je mali u poređenju sa ostala dva. U smislu lokalne perforacije materijala, tri režima kroz debljinu mete mogu biti identifikovana:

I – otkaz smicanjem

II – otkaz zatezanjem

III – otkaz zatezanjem i delaminacijom.

Izvan ova tri režima, otkaz perforacijom kroz debljinu materijala dominira zajedno sa otkazom smicanja.

Slična posmatranja su učinjena od strane drugih istraživača za debele Graphite/Epoxy laminate, kojima otkazom perforacije dominira otkaz smicanja.

Treći glavni mehanizam apsorpcije energije je delaminacija. Ona može da se širi pod modom I (zatezanja) i modom II (smicanja) opterećenja, a svaki mod može da dominira drugim, zavisno od strukturne konfiguracije kompozita, isto kao i od osobina materijala. Otuda, može biti pretpostavljeno da je ukupna energija perforacije (E_{per}) suma energije trenja između projektila i mete, apsorpcije usled lokalne perforacije i delaminacije.

$$E_{per} = E_f + E_{sh} + E_{dl} \quad (4.3)$$

gde su:

E_f - energija usled trenja između projektila i mete,

E_{lp} - energija lokalne perforacije,

E_{dl} - energija delaminacije.

Nezavisno od toga, Morye i ostali (2000.) proučavali su mehanizme apsorpcije energije u termoplastičnim kompozitima ojačanim vlaknima, kroz eksperimentalna i analitička predviđanja. Oni su razmatrali tri mehanizma, koja su uključena u apsorbovanje energije od strane kompozitnih materijala pri balističkom udaru. Ta tri mehanizma apsorpcije energije su: primarni otkaz vlakana, sekundarna elastična deformacija, a treći je kinetička energija formiranog konusa na zadnjoj strani kompozitnog laminata. Zaključeno je da kinetička energija kretanja konusa ima dominantan efekat na mehanizam apsorpcije energije za kompozite. Bez obzira na to, oni su zanemarili delaminaciju, kao jedan od faktora povezanog sa otkazom kompozitnih materijala tokom balističkog udara [73].

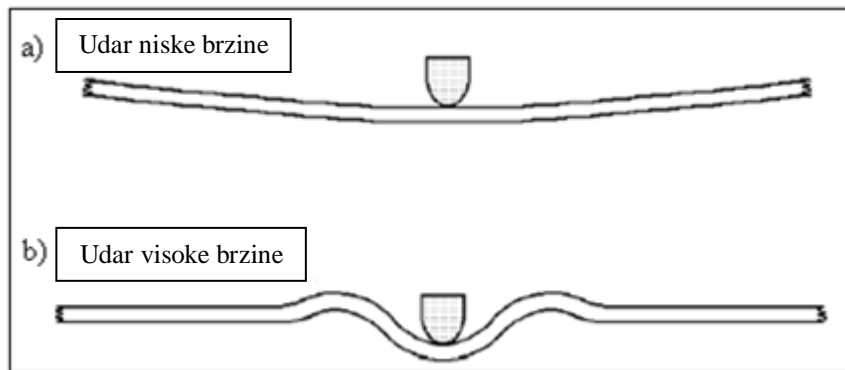
4.3 Udar visoke brzine i balistički udar u grafitne kompozite

Iako su mehanizmi oštećenja usled balističkog udara i udara velike brzine slični onima sa nižom brzinom, odgovor grafitnih kompozita je različit i mnogo je složeniji. Dalje, mnogo je teže testirati udare viših brzina. Dok je dosta radova iz literature o balističkom udaru u kompozite vezano za žilavije, visoko deformacione materijale, kao što su: aramidna (Kevlar™), S-glass i polyethylene vlakna visokih performansi (Spectra™), nekoliko važnih studija je sprovedeno na grafitnim kompozitima (Cantwell i Morton, 1989.; Cantwell i Morton, 1990.; Hsieh, 1990.; Jenq, 1992.). Pregled stavki koje čine udari visoke i balističke brzine razlikuju se od udara male brzine i one će biti predstavljene u delu koji sledi.

4.3.1 Efekat lokalizacije

Kao što je poznato, određena energija udara niske brzine može biti apsorbovana kroz opšte savijanje kompozita, dozvoljavajući da ta energija bude prenesena na lokacije dalje od tačke udara. S obzirom da je vreme kontakta između projektila i kompozitnog materijala znatno manje pri višim brzinama, udarno opterećenje indukuje lokalizovani odgovor bez opšte deformacije. Ova dva tipa udara, kao što je predloženo od strane Cantwell- i Morton-a (1989.), predstavljena su grafički na slici 4.14. Oni su

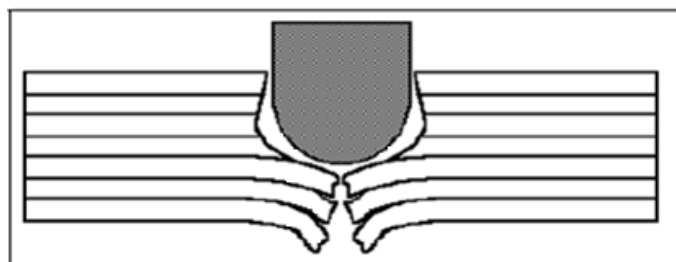
demonstrirali ovaj koncept posmatranjem delaminacija u gredama različitih dužina pod udarom niskih i visokih brzina. Nađeno je da se veličina oštećenja smanjuje kada se dužina grede povećava pri udaru niskih brzina. Pri visokim brzinama, međutim, nivo oštećenja bio je nezavisan od dužine grede [74].



Slika 4.14 Prikaz opšte deformacije pri udaru male brzine (a) i opšte deformacije kod udara velike brzine (b) [74]

4.3.2 Dodatni mehanizmi oštećenja i proces penetracije

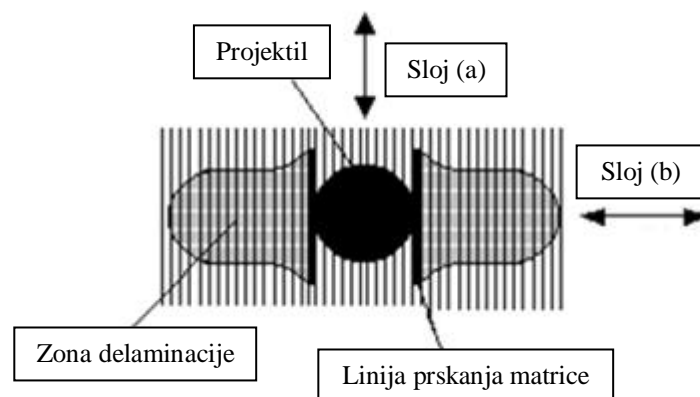
Pošto se energija udara visoke brzine rasipa na region manje veličine, dodatni mehanizam oštećenja je onda prisutan pri višim brzinama, a on je poznat i kao začepeljivanje smicanjem. Usled visokih napona stvorenih u tački udara, materijal oko projektila se odvaja, uzrokujući otvor ili čep neznatno veći od prečnika projektila, koji se povećava kako projektil penetrira u kompozit, što je prikazano na slici 4.15.



Slika 4.15 Šematska prezentacija shear plug (začepeljivanje smicanjem) mehanizma oštećenja [74]

Ceo proces penetracije projektila visoke brzine uključuje kombinaciju začepeljivanja smicanjem vlakana, rasta matrične prskotine, delaminacije i otkaza vlakna zatezanjem.

Nakon udara u prvi sloj, energija projektila je dovoljna da razdvoji vlakna na odsečke. Ovaj proces odvajanja nastavlja se u susjednim slojevima, sve dok je energija udara projektila niža od one koje vlakno može dati kao otpor na smicanje. Kada se to i postigne, vlakna u kontaktu sa projektilom bivaju gurnuta napred. Ovo izaziva liniju matričnih prskotina unutar te zone i one se generišu između vlakana na obe strane dejstva projektila. Navedeno je prikazano grafički na slici 4.16 (gore), gde je sloj (a) sa vlaknima prikazanim u vertikalnom pravcu, a ispred je sloja (b), koji sadrži vlakna data u horizontalnom pravcu. Dve vertikalne linije na slici predstavljaju formirane matrične prskotine. Vlakna u kontaktu sa projektilom bivaju gurnuta ka napred, a prskanje matrice nastavlja da se razvija u vertikalnom pravcu, sve dok su sva vlakna u toj traci presečena. Međutim, dokle god se vlakna seku, lamina (a) opterećuje transversalno drugu laminu (b) niz liniju matričnih prskotina i gura je takođe napred. Ovo izaziva separaciju (delaminaciju) između neopterećenih vlakana tog sloja (a) i opterećenih vlakana (b). Jednom kada su obuhvaćena sva vlakna u sloju (a), proces se ponavlja u sloju (b). Ovaj proces delaminacije se nastavlja kako projektil pravi svoj prolaz kroz kompozit. Pošto traje vremenski duže da se penetrira svaka sledeća lamina, odvajanje slojeva zahteva više vremena, da se proširi izvan razmatrane zone, uzrokujući oblast delaminacije i da se matrične prskotine razvijaju tokom procesa penetracije projektila.



Slika 4.16 Šematski prikaz procesa delaminacije u poprečnom preseku sloja kompozita tokom udara visoke ili balističke brzine [74]

Ovaj proces se nastavlja sve dok se projektil ne zaustavi, ili ne izađe iz kompozita. Kako su grafitni kompoziti znatno kruti, tokom udara male i velike brzine efekti brzine deformacije su zanemarljivi [74].

4.3.3 Dejstvo projektila pri visokim i balističkim brzinama

Pri visokim i balističkim brzinama, dejstvo i karakteristike penetratora imaju značajne efekte na dobijene rezultate iz testova.

Nove činjenice uključuju oblik i masu penetratora, deformaciju projektila i efekte upredanja. Oblik penetratora može da utiče na stepen oštećenja pri svim opsezima brzina, a efekat oblika je veći pri višim brzinama. Oštar projektil će prodirati više u kompozit od tupog projektila većeg prečnika, ali iste mase. Tup projektil pak može uzrokovati znatno veće oštećenje u kompozitu, dok fokusirano dejstvo projektila može da probije ceo kompozit ostavljajući samo malu rupu.

Jenq i ostali (1992.) pronašli su da je moment prenešen na mete od Graphite/Epoxy kompozita tupim impaktorima, oko četiri puta veći od usmerenog penetratora, kada je on ispaljen balističkom brzinom. Efekat promene mase projektila, uz zadržavanje iste veličine i oblika, bio je proučavan od strane Cantwell- i Morton-a (1989.). Nađeno je da promena mase projektila ima značajan uticaj na rezultujuće oštećenje kompozita. Cantwell i Morton su naveli da su lakši projektili više oštećeni u odnosu na ukupnu mogućnost nošenja opterećenja kompozita, zbog toga što se incidentna energija rasipa preko vrlo male oblasti, u okruženju tačke udara [74].

Drugi aspekt testiranja balističkog udara je deformacija projektila, koja se javlja pri višim nivoima energije udara.

Specijalno za kompozite sa tvrdom prednjom površinom, usmereni projektili mogu postati zatupljeni nakon udara. Savrun (1991.) je našao da se zatupljenje čeličnog udarnog projektila javlja kao glavni mehanizam udara za Ceramic/Spectra™ Hybrid kompozit.

Kada se sprovodi balističko testiranje sa projektilima često korišćenim u oružjima/pištoljima i puškama, projektil se može lako deformisati, pošto je tipično napravljen od olova i sa premazom od bakra.

Konačno, za balističko testiranje mnogi projektili se ispaljuju iz određenog tipa test doboša. Iz razloga stabilnosti, doboš se projektuje tako da se projektil okreće kada

napusti uređaj. Ovo izaziva dejstvo bušenja kada projektil udari u uzorak. Ako je test doboš blizu uzorka, projektil neće imati vremena da se stabilizuje, uzrokujući da se njegov vrh penetrira pod nekim uglom [74].

4.3.4 Preostala čvrstoća i otpornost na penetraciju

Projekat koji razmatra kompozit postaje mnogo specifičniji ako on zahteva zaštitu od udara visoke i balističke brzine. Prilaz će zavisiti najviše od prirode i dinamičkih karakteristika projektila, kao i željenih krajnjih rezultata. Atributi kompozita mogu biti sasvim različiti ako se jedan projektuje za veću čvrstoću nakon udara, nasuprot onom drugom projektovanom za otpornost na penetraciju. Ali ako oba uslova treba zadovoljiti, optimalan kompromis između njih mora biti postignut.

Neke studije visokih i balističkih brzina udara bile su sprovedene da se okarakteriše strukturalna čvrstoća nakon udara (takođe poznata kao preostala čvrstoća) Graphite/Epoxy kompozita (Husman i ostali, 1975.; Cantwell i Morton, 1990.; Jenq, Wang i Sheu, 1992.; Suarez i Whiteside, 1975.). Nađeno je da se za dati tip impaktora, nivo oštećenja uvećava sa povećanjem energije udara, sve do brzine penetracije (poznate kao balistički limit), pri kojoj vrh projektila jedva perforira metu (Cantwell i Morton, 1989.). Može se zaključiti da kako nivo oštećenja raste, strukturalna čvrstoća kompozita se nakon udara smanjuje. Ipak, pri povećanju nivoa energije udara više od brzine penetracije, nivo oštećenja se smanjuje. Bilo je ustanovljeno da pri brzinama mnogo većim od brzine perforacije, otvor u materijalu nastao dejstvom projektila proizvodi istu redukciju preostale čvrstoće, kao otvor istog prečnika, koji je isečen ili izbušen u istom materijalu (Husman i ostali, 1975.). Otuda, kada se materijal projektuje za veću čvrstoću nakon udara, a sastav projektila nije od interesa, izabrani materijal je određen sa najmanjom otpornošću na penetraciju, dok će održanje zahteva za strukturalnom čvrstoćom biti poželjno [74].

Ako se zahteva i određeni sastav kompozita, onda se realan faktor sigurnosti mora koristiti pri projektovanju. Sa Graphite/Epoxy kompozitima to obično znači stvaranje debljine znatno veće nego one zahtevane za strukturalno opterećenje.

Određeni projekti mogu zahtevati otpornost na penetraciju, ali ne i određenu čvrstoću nakon udara. Primer za to je lako oklopno vozilo, izrađeno od nekoliko kompozitnih

elemenata, koji moraju ispuniti određene karakteristike strukturnog opterećenja, dok u isto vreme ne dozvoljavaju da projektil proдре u unutrašnjost strukture.

Ipak, ako se pojedinačni element ošteti on lako može biti zamenjen. To je slučaj ako se projektuje kompozit samo ispod njegove brzine penetracije, da se poveća iznos energije, koja može biti prenetа u kompozit, а она će takođe maksimizovati oštećenje [74].

4.4 Numeričko modeliranje balističkog udara

Mehanizam oštećenja kompozitnih materijala tokom balističkog udara može takođe biti određen korišćenjem numeričke simulacije, nezavisno od eksperimentalnog testiranja. Iako je ovaj metod postao popularan u karakterisanju kompozitnih materijala, on mora biti korišćen sa obazrivošću i uvek potvrđen eksperimentima. Takođe je neizvesno da li eksperimentalno testiranje može biti totalno zamenjeno sa numeričkom simulacijom [75].

U studiji sprovedenoj od strane Silva-e i ostalih (2005.), istraživači su koristili program AUTODYN (ANSYS) da istraže balističko ograničenje i karakteristično oštećenje panela od materijala Kevlar 29/Vynilester. Oni su razmatrali mogućnost numeričkog modelovanja korišćenog za predviđanje odgovora kompozitnog materijala na balistički udar, koji u velikoj meri zavisi od izbora odgovarajućeg materijalnog modela. U tom modelu pretpostavlja se da se kompozitni materijal ponaša kao ortotropni materijalni sistem, а nelinearni udarni efekti i zavisnost energije rezultuju od zapreminske deformacije materijala.

U [76] data je numerička simulacija problema udara u FRP laminirane ploče ojačane sa materijalom Kevlar 29. Balistički udar uzrokovan je projektilom STANAG-2920 i analiziran da se dobiju procene globalnog oštećenja. Sva ta predviđanja bila su sprovedena koristeći numerički kod konačne razlike programa AUTODYN-3D, а zatim poređena sa eksperimentalnim podacima da se ilustruju performance simulacije. Dobra korelacija između rezultata simulacije i eksperimentalnih rezultata demonstrirana je u smislu deformacije i oštećenja laminata i balističkih performansi.

Devijatorski doprinos deformacije na konačni pritisak materijala bazira se na linearnom odgovoru materijala. Model takođe uključuje ortotropni krti kriterijum loma, da bi se

detektovao direktni otkaz, kao što je delaminacija. Otkaz se javlja na kruti način i on je trenutan u određenom pravcu.

Za koeficijente krutosti materijala posle otkaza pretpostavlja se da su oni jednaki onima za pravce normalne na pravce otkaza. Nađeno je da je balistički limit Kevlar29/Vynilester-a bio u dobroj korelaciji sa eksperimentom i simulacijom pri brzini od 324.3 m/s i 320 m/s, respektivno. Uključeni mehanizam oštećenja je inicijalno počeo sa prskanjem matrice, zatim sledi delaminacija i na kraju lom vlakana. Pri delaminaciji nastaje kružni oblik, kada se posmatra eksperimentalno i numerički.

Drugi prilaz, koji je bio korišćen u simulaciji karakterističnih oštećenja kompozitnog laminata tokom udara, bazira se na tzv. modelu mehanike kontinualnog oštećenja (CDM). Ova aproksimacija bila je uspešno implementirana u program LS-DYNA 3D i LS-DYNA 2D od strane Hoof-a (2001.) i Nandlall-a (1998.). Kao i u prethodnom prilazu, korišćenom od strane Silva-e (2005.), oni su pretpostavili da je odgovor individualne lamine linearno elastičan sve do otkaza i da se u postotkaznom režimu lamina idealizuje kao krta, sa krutošću i čvrstoćom komponenata redukovanim na nulu trenutno. To međutim nije slučaj, pošto je postotkazni odgovor materijala takav da značajno apsorbuje udarnu energiju.

U CDM modelu, Nandlall i ostali (1998.) implementirali su dvodimenzionalni asimetrični kod u LS-DYNA 2D, koji određuje modove oštećenja kroz debljinu za debele kompozitne laminata. Ovaj prilaz računa napone kroz debljinu, tj. normalne i smicajne napone, koji mogu biti korišćeni za predviđanje formiranog lokalizovanog oštećenja. Ipak, on zanemaruje osobine laminata u ravni. Hoof i ostali (2001.) su razvili 3D model laminata, koji uključuje intralaminarni otkaz (zatezanje u ravni i otkaz penetracijom) i interlaminarni otkaz ili delaminaciju. Intralaminarni otkaz se implementira unutar korisnički definisanog potprograma, dok se interlaminarni otkaz modeluje korišćenjem odvojenih interfejsa, dozvoljavajući međuslojno prskanje. U dobijenim rezultatima, pri numeričkim simulacijama, kontrola krutosti treba biti najefikasniji način razmatranja nastalih modova oštećenja. Numerička predviđanja su jako osetljiva na definiciju primenjene mreže. Povećanje gustine mreže u ravni i kroz debljinu rezultuje sa značajnim promenama u predviđenom odgovoru.

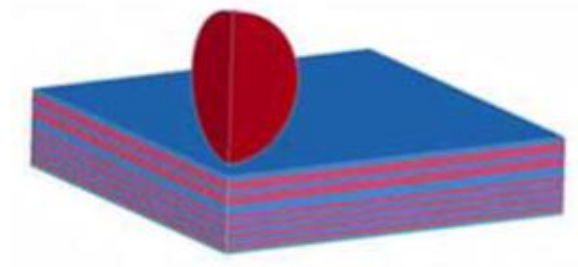
Primena gradijentnog koncepta projektovanja pancira nudi mogućnost redukcije težine i troškova bez značajnog smanjenja balističkog otpora [77]. Eksperimentalni

rezultati kompozitnih potpornih ploča sastavljenih od slojeva keramičke sfere i ubačenih u epoxy pokazale su da balistički limit od 3000 ft/s (1000 m/s) može biti postignut, bez povećanja težine u poređenju sa pločicama čvrste keramike. Kako bi se razvila precizna metodologija za optimizaciju projekta gradijentnih kompozitnih pancira, unapređeno razumevanje relativnog značaja projektnih parametara mora biti razvijeno. Jedan način za proučavanje važnosti ovih parametara je kroz računarsko modelovanje. Ipak, proračunska ograničenja nameću kompromis u modeliranju kako geometrije tako i materijala. Pri tome dva tipa modela su razmatrana: (a) aproksimativni fiber/epoxy dvofazni model za potporu; (b) model oštećenja za keramičke sfere stavljene u epoxy. Oni imaju mogućnost strukturalne optimizacije i simulacije udara visoke brzine u unapređene kompozite.

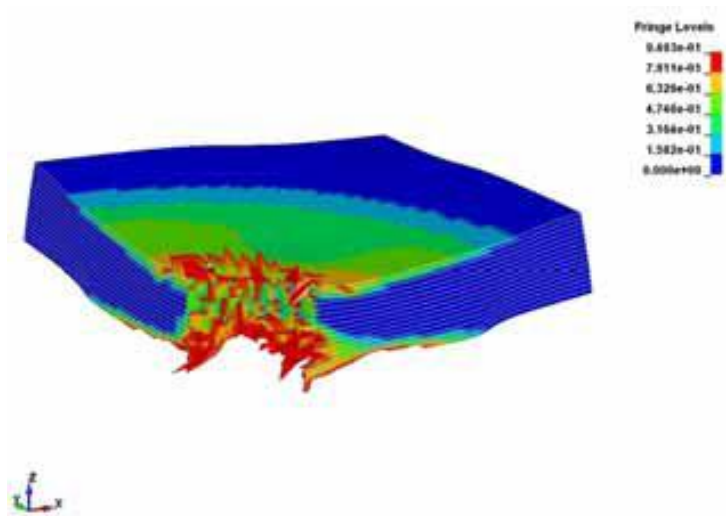
4.5 Modeliranje udara visoke brzine u kompozitni materijal od karbonskih vlakana

U [29] predlaže se modifikovani Tuler-Bucher kriterijum u pokušaju da se predvidi proces oštećenja i loma kompozitnih materijala pod dejstvom dinamičkih opterećenja. Predloženi model oštećenja je inkorporiran u konstitutivni model i implementiran u kod konačnog elementa. U tom radu predstavljeni su rezultati dve numeričke analize: test udara ploče i test udara sferom. Predviđanje modela sa oštećenjem slaže se sa eksperimentima za udar sfere, ali ne i za udar ploče.

Za test udara sfere razmatrano je sledeće. Udar čelične sfere u tkani CFRP laminat, kao kvazi-ortotropni materijal debljine 6 mm, koji se sastoji od 16 slojeva sa asimetričnim slaganjem. Brzina udara od 1199 m/s bila je normalna na metu i ravan vlakna. Sfera od nerđajućeg čelika prečnika 12 mm smatrana je izotropnom. Udar visoke brzine dominira lokalnim efektima, tako da dimenzije modela ploče ne predstavljaju dimenzije stvarnog uzorka, već samo onakve da se izbegnu granični efekti. Zbog simetrije problema, samo četvrtina modela konačnog elementa je razmatrana i analizirana. Na slici 4.17 predstavljen je opisani model. Distribucija oštećenja u kompozitnoj ploči nakon udara prikazana je na slici 4.18 [29].



Slika 4.17 Model konačnog elementa udara sfere u ploču pri 1.2 km/s (četvrtina modela) [29]



Slika 4.18 Distribucija oštećenja u kompozitnoj ploči pri udaru sfere od 1.2 km/s, 20 μ s nakon udara [29]

5. ANALIZA KOMPOZITNIH LAMINATA KORIŠĆENJEM MATLAB-A

5.1 Osnove korišćenja MATLAB-a

MATLAB, skraćenica od MATrix LABoratory je specijalni program za inženjerske proračune, posebno sa matricama. Njegov program implementira MATLAB programski jezik i obezbeđuje obimne biblioteke predefinisanih funkcija kako bi se proračun učinio efikasnim. Za razliku od drugih programskih jezika, on ima mnogo integralnih komandi za grafički prikaz dobijenih rezultata.

MATLAB je postao standardno nastavno sredstvo na univerzitetima, kako na uvodnim tako i na naprednim kursevima iz matematike, inženjerskih i naučnih disciplina. U industrijskom okruženju MATLAB predstavlja alatku izbora u oblasti istraživanja, razvoja i analize. SIMULINK predstavlja grafički alat, koji koristi matematičku osnovu MATLAB-a, kako bi se sprovela simulacija nekog sistema [78].

Dobra karakteristika MATLAB-a koja ga razlikuje od drugih matematičkih programa, kao Mathematica, je da MATLAB dozvoljava laku interakciju sa objektno orijentisanim i klasičnim programima, kao što su: Visual Basic, Visual C++, C++, Fortran, Java. Proces se obavlja MATLAB kompajlerom, koji prevodi kod napisan u MATLAB-u u druge programske jezike. Ovaj program je moćna matematička aplikacija i on ima određene funkcije koje drugi programi nemaju. Čak iako MATLAB aplikacija ima sopstveni kompajler programa, ona zahteva instalaciju MATLAB-a na računaru na kom ona radi.

Druga prednost koju nudi MATLAB je da je to program za pakovanje funkcija i objekata, koji ih čini raspoloživim za upotrebu u drugim programima. Ovo je veoma korisno zato što programi koji nisu specijalizovani za matematičke proračune mogu imati dodatne mogućnosti od ovih funkcija iz MATLAB-a.

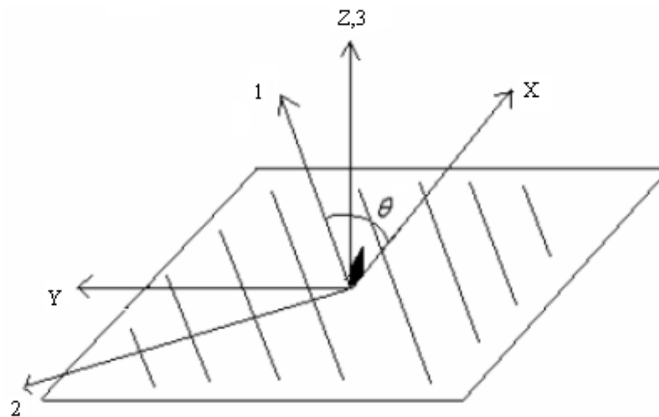
Kako bi se razvile određene aplikacije, ulazni podaci i izlazni rezultati su dve ključne činjenice za stvaranje brzog i lakog pristupa podacima. Tako, može se konstatovati da ovde postoje dva problema. Prvi problem je unos podataka, a koji je spor koristeći unos podatak po podatak, usled mnogih zahtevanih konstanti. Za optimizaciju ili promene osobina materijala, nastoji se da se podaci unose iz baza

podataka. Drugi problem je prezentacija rezultata. Pošto aplikacija može da predstavi grafički rezultate i da ih prikaže na ekranu, ima mnogo podataka i oni mogu biti izgubljeni. Zato se drugi MATLAB alati koriste za izvoz podataka (rešenja) u druge formate i predstavljanje rezultata.

MATLAB je okruženje za programiranje, razvoj algoritama, analizu podataka, vizuelizaciju i numeričke proračune. Koristeći MATLAB, mogu se rešiti tehnički problemi brže nego sa kompjuterskim tradicionalnim programskim jezicima, kao što su C, C++ i Fortran [78].

5.2 Konstitutivne jednačine laminata

Pri delovanju opterećenja na laminu (sloj laminata) uopšte postoji trodimenzionalno stanje napona. Ipak, debljina lamine je veoma mala. Stoga se pretpostavlja generalizovano stanje ravanskih napona. To znači da interlaminarni naponi nisu uključeni u analizu. Razmatrajući x-y-z kao globalne koordinate i 1-2-3 kao glavne koordinate (slika 5.1), relacija napon-deformacija u koordinatama 1-2-3 može biti napisana kao jednačina (5.1).



Slika 5.1 Prikaz globalnih i individualnih osa u jednoj lamini

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ 0 & Q_{22} & 0 \\ Sym & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

gde komponente Q_{12} matrice zavise jedino od osobina lamine materijala:

$$\begin{aligned}
 Q_{11} &= \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \\
 Q_{22} &= \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \\
 Q_{12} &= \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \\
 Q_{66} &= G_{12}
 \end{aligned} \tag{5.2}$$

Zatim ako glavne ose lamine 1 i 2 rotiraju da se poklope sa globalnim osama x i y, onda postoji transformacija matrice krutosti [57]. Zato se uvode sledeće promenljive (m i n):

$$m = \cos \theta \quad 0 \text{ i } n = \sin \theta \tag{5.3}$$

Otuda, dobija se relacija napon-deformacija za sloj pod uglom kao

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{\theta}_{11} & \overline{\theta}_{12} & \overline{\theta}_{16} \\ 0 & \overline{\theta}_{22} & \overline{\theta}_{26} \\ S_{ym} & 0 & \overline{\theta}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \tag{5.4}$$

a gde su:

$$\begin{aligned}
 \overline{Q}_{11} &= Q_{xx} = m^4 Q_{11} + n^4 Q_{22} + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2 n^2 \\
 \overline{Q}_{22} &= Q_{yy} = n^4 Q_{11} + m^4 Q_{22} + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2 n^2 \\
 \overline{Q}_{12} &= Q_{xy} = m^2 n^2 (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) + (m^4 + n^4)Q_{12} \\
 \overline{Q}_{16} &= Q_{xz} = m^3 n (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) - mn^3 (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \\
 \overline{Q}_{26} &= Q_{yz} = mn^3 (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) - m^3 n (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \\
 \overline{Q}_{66} &= Q_{zz} = m^2 n^2 (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) + (m^4 + n^4)Q_{66}
 \end{aligned} \tag{5.5}$$

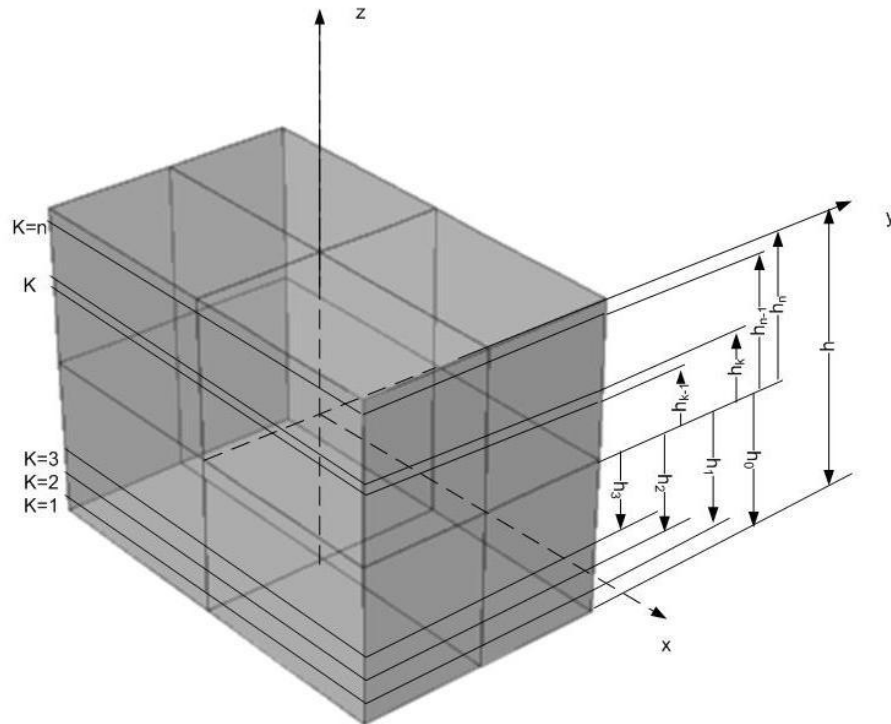
Razmotrimo da se x, y, z koordinate nalaze u srednjoj ravni čitavog laminata (slika 5.2).

Stanje deformacije za neki dati sloj je dato kao

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{5.6}$$

Raspodela napona za datu laminu (k_{ih}) u laminatu je

$$[\sigma_{x-y}]_{kth} = [\overline{Q}_{x-y}]_{kth} [\varepsilon_{x-y}]_{kth} = [\overline{Q}_{x-y}]_{kth} ([\varepsilon^0] + z_{kth} [k]) \tag{5.7}$$



Slika 5.2 Orientacija slojeva u kompozitnim laminatima [57]

Suma sila i momenata preko celih laminata daje

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k dz \dots \frac{lb}{in}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k z dz \dots \frac{lb-in}{in} \quad (5.8)$$

Iz prethodnih jednačina dobijamo

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^o \\ \kappa \end{bmatrix} \quad (5.9)$$

gde su univerzalne matrice A, B i D date kao:

$$[A] = \sum_{k=1}^n [\overline{Q_{x-y}}]_k (h_k - h_{k-1})$$

$$[B] = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n [\overline{Q_{x-y}}]_k (h_k^2 - h_{k-1}^2)$$

$$[D] = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n \overline{[Q_{x-y}]_k} (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad (5.10)$$

Matrica 6 x 6 u jednačini (5.9) je matrica krutosti laminata. Ona se iz očiglednih razloga naziva i ABD matrica. Sama ta matrica definiše relaciju između rezultanti napona (tj. opterećenja) primenjenih na laminat i referentnih deformacija. Ovaj oblik je direktan rezultat hipoteze Kirchhoff-a, pretpostavke ravanskog napona, i definicije rezultanti napona. Matrica krutosti laminata uključuje sve što se koristi za definiciju laminata - osobine sloja, orijentacija vlakna, debljina i lokacija.

Inverzijom matrice iz 5.9 moguće je dobiti tzv. „compliance“ matricu:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a & b \\ b^t & d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} \quad (5.11)$$

Jednačine (5.9) i (5.11) odnose se na konstitutivne jednačine laminata [79].

5.3 Analiza otkaza laminata

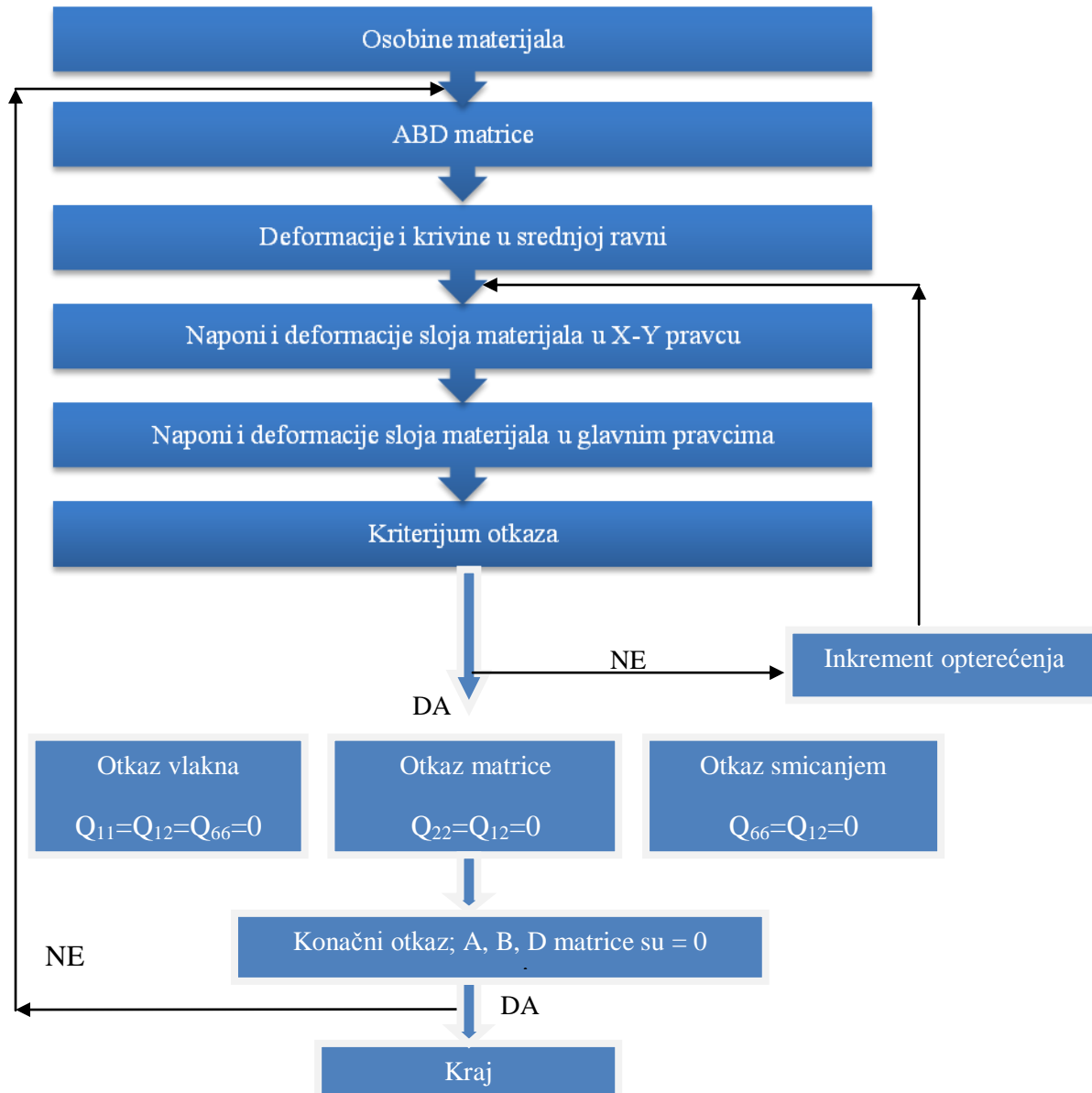
Kada je laminat opterećen, svaka lamina izlaže se različitim nivoima napona. Ako se lamina izloži deformaciji preko određene granice ili preko dozvoljenog napona u njenim specifičnim glavnim pravcima, lamina će otkazati. Pošto je laminat sastavljen od određenih lamina povezanih zajedno i orijentisanih u različitim pravcima, analiza otkaza laminata je dosta komplikovanija od onog kod pojedinačne lamine. Zbog uključenog samo dvodimenzionalnog stanja napona u analizu, ovde se ne razmatra otkaz usled delaminacije.

Analiza otkaza prvog sloja određuje koja lamina u laminatu otkazuje prva. U praksi, prvi otkaz sloja obično se javlja u pravcu matrice, a koji je normalan na pravac opterećenja ako je u pitanju opterećenje zatezanja.

Progresivna analiza otkaza sastoji se od određivanja redosleda procesa otkaza u laminatu. Ona je važna zato što kada lamina ima defekt, onda je krutost celog laminata pod tim uticajem. Stoga su u analizi neophodne A, B i D matrice da bi se one ponovo odredile pri dešavanju otkaza.

Modifikacije A, B i D matrica zavise od moda otkaza lamine. Laminat ne može nositi bilo koje opterećenje. Zato se za laminu pretpostavlja da joj je krutost nula, tj. $Q_{11} = Q_{12} = Q_{16} = 0$. Ako se otkaz matrice javi u lamini, ova lamina ne može da nosi

opterećenje smicanja i opterećenje poprečno na pravce vlakana. A u slučaju da lamina otkáže pri smicanju, ona ne može da nosi opterećenje smicanja. Prema tome, $Q_{12} = Q_{66} = 0$. Procedura za analizu progresivnog otkaza laminata prikazana je šematski na slici 5.3 [79].



Slika 5.3 Progresivni tok otkaza laminata korišćen u MATLAB aplikaciji [79]

Uz to i hidrotermalna analiza napona može biti dodata za laminate pod različitim sredinskim uslovima ispitivanja [79].

MATLAB kod za proračun A, B i D matrica kompozitnog laminata AS/3501 dat je u Prilogu 1.

6. NUMERIČKO MODELIRANJE DINAMIČKOG UDARA

6.1 Opšte

Udar projektila visoke brzine u metu rezultuje sa veoma kompleksnim procesom koji je bio intenzivno ispitivan dugi niz godina unazad. Kompletan opis ovog problema treba da uključi sve aspekte teorije mehanike kontinuuma. To uključuje strujanje kompresibilnog fluida, dinamiku, ali i ponašanja kao što su: elastičnost i plastičnost, topljenje, očvršćavanje, isparavanje, kondenzacija i kinetika faznih promena. Određena uprošćenja su potrebna da bi se problemi učinili jasnijim. Predloženo je nekoliko modela za različite stepene procesa udara.

Postoje tri različita pravca za takva istraživanja:

1. izvođenje empirijskih formula na osnovu obimnih testiranja
2. razvoj relativno jednostavnih modela procesa perforacije i primena relevantnih jednačina kretanja i ponašanja materijala
3. nalaženje punih numeričkih rešenja baziranih na rešavanju važećih jednačina preko prostorne mreže tokom vremena.

Klasična mehanika kontinuuma pokušava da opiše dinamiku kontinualnih sredina sa setom diferencijalnih jednačina, ustanovljenih kroz primenu principa odznanja mase, momenta i energije, sa makroskopske tačke gledišta. Jednačina povezuje gustinu (ili zapreminu) i unutrašnju energiju (ili temperaturu) materijala sa pritiskom. Konstitutivna relacija opisuje pojedinačno prirodu materijala povezivanjem napona u materijalu sa iznosom distorzije (deformacije) zahtevane za stvaranje napona. Ova relacija može uključiti hladnu obradu, efekte brzine deformacije, temperaturno omekšavanje i slično [80].

Različite jednačine povezuju gustinu materijala (ρ), brzinu (v_i), specifičnu ukupnu energiju (e), tenzor napona (s_{ij}) i spoljašnje sile po jedinici mase (f_i). Ovde subskriptovi predstavljaju standardnu tenzorsku notaciju.

Dva fundamentalna opisa kinematske deformacije i kontinualnog medija su: Eulerian (prostorni) i Lagrangian (materijalni) opis [80].

Jednačine održanja za ova dva pristupa su kao što sledi niže.

Jednačina održanja mase:

$$\begin{aligned} \frac{D\rho}{Dt} + \rho \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_i} \right) &= 0 \text{ Lagrangian} \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \left(\frac{\partial}{\partial x_i} \right) (\rho v_i) &= 0 \text{ Eulerian} \end{aligned} \quad (6.1)$$

Jednačina održanja momenta:

$$\begin{aligned} \frac{Dv_i}{Dt} &= f_i + \frac{1}{\rho(\partial\sigma_{ij}/\partial x_i)} \text{ Lagrangian} \\ \frac{\partial v_i}{\partial t} + v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} &= f_i + \frac{1}{\rho(\partial\sigma_{ij}/\partial x_j)} \text{ Eulerian} \end{aligned} \quad (6.2)$$

Jednačina održanja energije:

$$\begin{aligned} \frac{D\varepsilon}{Dt} &= f_i v_i + \frac{1}{\rho(\partial/\partial x_j)(\sigma_{ij} v_i)} \text{ Lagrangian} \\ \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + v_i \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} &= f_i v_i + \frac{1}{\rho(\partial x_j/\partial x_j)(\sigma_{ij} v_i)} \text{ Eulerian} \end{aligned} \quad (6.3)$$

Razlika u matematičkom opisu između dva seta jednačina je u definisanju derivativa ukupnog vremena D/Dt :

$$\frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + v_i \left(\frac{\partial}{\partial x_i} \right) \quad (6.4)$$

Specifična ukupna energija je suma specifične kinetičke energije i specifične unutrašnje energije:

$$e = \frac{1}{2} (v_i v_j) + E \quad (6.5)$$

Jednačina koja opisuje održanje energije često se piše u vidu specifične unutrašnje energije;

Lagrangian:

$$\frac{DE}{Dt} = \frac{P}{\rho^2} \left(\frac{D\rho}{Dt} \right) + \frac{1}{\rho s_{ij} \&v}$$

Eulerian:

$$\frac{\partial E}{\partial t} + v_i \frac{\partial E}{\partial x_i} = \frac{P}{\rho^2} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + v_i \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \right) + \frac{1}{\rho s_{ij} \&v} \quad (6.6)$$

gde su s_{ij} i $\&v$ devijatori napona i brzine deformacija, respektivno, a P je hidrostatički pritisak.

Još dva izraza su potrebna da se kompletira set jednačina (6.1).

Prvo, jednačina stanja je neophodna da se izračuna otpor hidrostatičkom pritisku. Povećanje unutrašnje energije usled termodinamički nereverzibilnih procesa (rad plastičnosti, udarni talas), i faznih prelaza (očvršćavanje, topljenje i isparavanje) se izražava kao:

$$P = P(\rho, E) \quad (6.7)$$

Drugo, konstitutivni model zahteva da bude odgovoran za efekte čvrstoće. Uopšte, dozvoljava se da napon bude funkcija: deformacije (ε_{ij}), brzine deformacije ($\dot{\varepsilon}_{ij}$) - pri opterećenju i rasterećenju, unutrašnje energije (E) - termalno omekšavanje i oštećenja (D):

$$\sigma_{ij} = f(\varepsilon_{ij}, \dot{\varepsilon}_{ij}, E, D) \quad (6.8)$$

Pre nego što rešenje može biti dobijeno, odgovarajući početni i granični uslovi moraju takođe biti formirani i propisani.

Fundamentalno postoje značajne razlike između ova dva numerička prilaza. U Lagrangian opisu, svaka tačka u deformabilnom telu se nalazi u određenom referentnom stanju, a svaka diskretizacija korišćena u analizi deformiše se sa materijalom. U Eulerian formulaciji, tačke su fiksne u prostoru i diskretizacija se ne pomera sa materijalom.

Uopšte, Lagrangian formulacija je najpogodnija za udar čvrstih tela, pošto će se površine tela u kontaktu uvek podudarati sa diskretizacijom i otuda će biti dobro definisane. Nedostatak je da tako velike deformacije rezultuju u ozbiljnoj distorziji mreže, koja može uzrokovati teškoće u numeričkom proračunu.

Eulerian formulacija izbegava veliku distorziju mreže sa definicijom zato što je diskretizacija fiksna i ne pomera se tokom vremenskih koraka, ali je zbog toga više neprecizna što se tiče granica.

Kako bi se sjedinile prednosti oba prilaza, razvijena je kombinovana formulacija adaptivne mreže, poznata kao Arbitrary Lagrangian-Eulerian (ALE). U ovom slučaju granice materijala modeluju se koristeći Lagrangian formulaciju, dok Eulerian opis može biti korišćen unutar tela da se izbegne tzv. "piling up" mreže karakteristične za Lagrangian prilaz.

ABAQUS-Explicit kompjuterski kod sa konačnim elementima namenjen je za analizu dinamičkih problema povezanih sa velikom deformacijom; kao što su: udar visoke brzine, balistička penetracija, degradacija materijala ili otkaz, širenje talasa i sl. Neke karakteristike kompjuterskih kodova za udar visoke brzine prikazane su u tabeli 3 [80].

Tabela 3. Karakteristike računarskih kodova za udar visoke brzine

Opis mreže	Eulerian ili Lagrangian
Diskretizacija prostora	Konačni element
Vremenska integracija	Eksplicitna
Veštačka viskoznost	Eksplicitna formulacija
Model materijala	Inkrementalni elastično-plastični
Kriterijumi otkaza	Trenutno maksimalno polje varijable (glavni napon, deformacija, plastični rad), kumulativno oštećenje, mikromehanički modeli
Metode karakterizacije materijala	Metode propagacije talasa: - split Hopkinson bar - plate impact - bar-bar impact
Hidrodinamički pritisak	Jednačina stanja visokog pritiska
Granični uslovi	Refleksivni i prenosni
Početni uslovi	Brzina

Kao i svi dinamički kodovi, ABAQUS programski kod određuje rešenje iz jednačine momenta zadovoljavajući granične uslove istezanja i pomeranja spoljnjih i unutrašnjih granica. Energetska jednačina integriše se sa vremenom i koristi se za kao opšta ravnoteža energije. Šema integracije se bazira na metodi centralne razlike, a pomeranja i brzine se ažuriraju prema tome.

Glavno ograničenje u toku integracije je veličina vremenskog intervala, koji treba da je dovoljno mali tako da drugi talas ne može preći preko najmanjeg elementa tokom intervala integracije. Važno je zapaziti da razvijeni kod generiše modele tekstilnih kompozita sastavljene samo od 3D blokova čvrstih kontinualnih elemenata. Čvrsti

elementi uopšte zadovoljavaju uslove ravnoteže i kompatibilnosti u svim pravcima kroz jedinicu ćelije i stoga dozvoljavaju bolju reprezentaciju napona, pomeranja i deformacija u toj jedinici ćelije. Posebno, korišćenje blokova čvrstih elemenata je važno u primenama gde su uključene velike deformacije, plastičnost i otkaz materijala. Prema tome, monolitna keramička ploča i površinski slojevi keramičkih sfera stavljani u epoksi strukturu modelovani su koristeći blokove kontinualnih elemenata [80].

Postoji nekoliko nerazdvojivih problema u transformaciji fizičkog prostora u diskretni model i njegovog rešavanja na računaru, sa ograničenom preciznošću koristeći FEM. Nekolicina važnih činjenica može da utiče na tačnost rešenja i vodi ka neslaganju između proračuna i eksperimenta.

Svaki konačni element može biti karakterisan razmatranjem sledećeg:

- Familije (zavisno od tipa problema za rešavanje: kontinuum, čvrsto telo, ljuska, greda, nosač...);
- Broja čvorova (interpolacija), određuje kako će broj stepeni slobode čvora biti interpoliran preko domena elementa (elementi prvog reda sa čvorovima u uglovima elemenata, a elementi drugog reda imaju dodatne čvorove u srednjoj tački svake strane elementa);
- Broja stepeni slobode (primarna varijabla postoji u čvorovima);
- Integracije (puna, predstavlja minimalni red integracije zahtevan za egzaktnu integraciju energije deformacije za neiskrivljeni element sa linearnim osobinama materijala; redukovana, nudi pravilo integracije jednog reda nižeg od onog za punu integraciju).

Krutost i masa elementa se računaju numerički u određenim tačkama zvanim "tačke integracije" (Gauss tačke) unutar elementa. Zavisno od broja tačaka integracije, elementi mogu biti podeljeni u one sa punom i redukovanom integracijom [80].

Numerička simulacija udara u kompozitne laminate danas je sasvim dobro utemeljena sa MKE. Eksplicitni kodovi konačnih elemenata se obično koriste za numeričko rešavanje problema udara, sa aspekta dinamike i visoko nelinearne prirode. Usled uslova stabilnosti u eksplicitnim numeričkim rešenjima, vremenski korak je povezan sa maksimalnom kritičnom vrednošću, koja zavisi od najmanjeg elementa u mreži. Zato, vremenski korak i broj elemenata modela imaju glavni uticaj na vreme računanja procesora u eksplicitnim kodovima. Kao rezultat, eksplicitna MKE modela

velikih struktura i okvirno mikro skala posmatranja, generalno je skupa u smislu potrebnih resursa i vremena računanja [80].

S druge strane, udarno oštećenje u laminatnoj kompozitnoj strukturi obično je lokalni fenomen. Iz tog razloga, zahteva se fina skala mreže da pokrije efekte nelinearnosti materijala i geometrije, kao što su delaminacija i oštećenje sloja dovoljno tačni na nivou mikromehanike u lokalnoj zoni udara [30].

Ipak, dalji regioni koji su locirani izvan zone udara nemaju takve nelinearne efekte i manja je interakcija sa lokalnom zonom tokom udara; stoga ne zahtevaju finu mrežu. Ako je modeliranje delaminacije u zoni udara značajno, dodatni stepeni slobode su dodati FE modelu. U tom slučaju, kompozitni laminat se diskretizuje slaganjem multislojnih ljuski sa interfejsima kohezivne delaminacije, koji mogu otkazati tokom udara i zato predstavljaju razdvajanje susednih slojeva [80].

Sa proračunske tačke gledišta, numeričke tehnike bazirane na progresivnoj evoluciji oštećenja kompozitnih materijala [na pr. Maimi i ostali (2007.), Tan (1991), Harris i ostali (1995.), Raimondo i ostali (2012.), Donadon i ostali (2008.) i Liu i Zheng (2010)], mnogo su stabilnije nego naponski kriterijumi lomova [među kojima su Hashin (1980.), Tsai i Wu (1971.), Puck i Schurmann (1998.) i Chang i Chang (1987.)]. Konačni elementi se progresivno degradiraju, krutost se smanjuje i tako ublažava neželjena nestabilnost numeričkog metoda.

Prednosti i nedostaci ova dva metoda još uvek su predmet debate (Daniel, 2007.). Kohezivni elementi su postali veoma popularni kako se diskontinuiteti mogu efikasno simulirati, primera radi razdvajanje usled delaminacije (Camanho i Mathews, 1999.; Camanho i ostali, 2003.; Tvergaard, 2004.; Iannucci i Willows, 2006.). Noviji pregled tih razmatranja može biti nađen kod Wisnom-a (2010.) [81].

U [81] data je numerička tehnika za proračun oštećenja u vlaknima ojačanim laminarnim kompozitima, unutar eksplicitne metode konačnog elementa. Ta tehnika se sastoji od dva glavna dela. Prvi je nova karakterizacija pravaca u kojima se šire različiti modovi oštećenja, proizvodeći lokalizaciju efektivnog oštećenja i uzimajući u obzir zavisnost brzine deformacije. Drugi je novo mapiranje između prostora deformacije i napona za proračun površina oštećenja, čime je povećana konvergencija vremenskog koraka.

6.2 Specifičnosti dinamičkog udara

6.2.1 Testiranja dinamičkog udara

Rezultati dinamičkog udara uopšte podržavaju nalaze preliminarnih testova da su modovi otkaza vlaknima ojačanih kompozita bili tipični za režime brzina pri kojima je dolazilo do prskanja. Za prskanja koja su rezultovala sa potpuno zaustavljenim projektilom, redukcija energije računata je koristeći sledeću jednačinu:

$$\frac{1}{2}(M_{inicijalna})(V_{inicijalna})^2 = \frac{1}{2}(M_{finalna})(V_{finalna})^2 + E_{apsorbovana} \quad (6.9)$$

gde su:

$M_{inicijalna}$ - Početna masa (kg),

$V_{inicijalna}$ - Početna brzina projektila (m/s),

$M_{finalna}$ - Masa nakon udara (kg),

$V_{finalna}$ - Krajnja brzina projektila ($V_{finalna} = 0$) i

$E_{apsorbovana}$ - Ukupno apsorbovana energija.

Usled otkaza mehanizma preostale brzine u testovima koji su rezultovali sa punom penetracijom, energija apsorpcije je jedino računata za materijale koji su potpuno zaustavili projektil (gde je $V_{finalna} = 0$). Treba primetiti da sva apsorbovana energija ($E_{apsorbovana}$) ne može biti pripisana samo materijalu, pošto je nešto od energije izgubljeno usled deformacije projektila. Dalje, smanjenje energije je normalizovano prosečnom površinskom gustinom kompozita koristeći sledeću jednačinu (6.10):

$$E_{spec} = E_{apsorbovana} / AD_{comp} \quad (6.10)$$

gde je:

E_{spec} - Specifična apsorbovana energija ($J/g/cm^2$)

$E_{apsorbovana}$ - Ukupna apsorbovana energija (J) iz jednačine 6.9 i

AD_{comp} - Površinska gustina kompozita (g/cm^2) [6].

Nekoliko tipova matematičkih modela do sada je predloženo da se okarakteriše udar u neku strukturu. U određenim slučajevima, istorija kontaktne sile može biti određena modelovanjem strukture ekvivalentnim sistemom opruga-masa. Kada je ponašanje strukture kvazi-statičko, moguće je izračunati maksimalnu kontaktnu silu, pod pretpostavkom da kada ona dostiže maksimalnu vrednost, suma energije

deformacije u strukturi i energije potrebne za uvlačenje jednaka je inicijalnoj kinetičkoj energiji projektila. Ovaj prilaz je adekvatan ako nije od interesa celokupna istorija kontaktne sile, nego samo maksimalna vrednost te sile. Kada dinamičke karakteristike strukture moraju biti tačnije računate, neophodni su mnogo sofisticiraniji modeli [82].

Do sada su predložene mnoge teorije koje predviđaju otkaz u unidirekcionalnoj lamini pod ravanskim naponom. One se klasifikuju u tri grupe: granične ili neinteraktivne teorije (maksimalnog napona, maksimalne deformacije); interaktivne teorije (Azzi-Tsai-Hill, Tsai-Wu) i delimično interaktivne ili teorije modova otkaza (Hashin, Chang-Chang, Puck). Validnost i primenljivost ovih teorija zavisi od pogodnosti korišćenja i slaganja sa eksperimentalnim rezultatima.

Metoda koja se široko koristi za predviđanje oštećenja i loma struktura je uopšte poznata kao mehanika loma. U praksi, ponašanje kompozita pod dejstvom udara integriše se u opštu oblast mehanike oštećenja, koja razmatra i analizira tako nastala oštećenja [83].

Upotrebom “mesoscale” modela baziranih na mehanici kontinualnog oštećenja (CDM), predloženom od strane Ladevèze-a i saradnika, moguće je definisati modele materijala za kodove konačnih elemenata na strukturnom makro nivou. CDM obezbeđuje okvir unutar koga mogu biti modelirani otkazi u sloju i delaminacije. Modeli otkaza sloja mogu se razviti za unidirekcionalna (UD) vlakna sa tri skalarna parametra oštećenja, koji se povezuju sa stopama otpuštanja energija oštećenja u sloju [84].

Iako su određeni projekti pokazali dobru korelaciju između numeričkih simulacija i eksperimenata za specifične uslove opterećenja, još ne postoje potpuno pouzdani alati (modeli) za rešenje opštih problema udara. Drugi važan aspekt, u procesu projektovanja letelica je čvrstoća strukture nakon udara. Tačnije potrebno je utvrditi da oštećena komponenta bude sposobna da zadovolji zahteve čvrstoće tokom eksploatacije, tako da letelica bude bezbedno prizemljena. Kasnije će se oštećenje sanirati ili komponenta zameniti novom [85].

Udar grada u kompozitne strukture ispitivan je u [86]. Tokom leta aviona on se javljaju pri visokim brzinama i to je ozbiljan problem, pošto može uzrokovati prskanje matrice, velike unutrašnje delaminacije, i eventualno lom vlakna; a koji su nevidljivi na površini udara. U ispitivanju loptice grada različitih veličina i brzina bile su ispaljene iz

vazdušnog pištolja u kompozitne laminare različitih debljina i arhitekture ojačanja. Razvijeni su modeli, koji uključuju dinamičke eksplisitne simulacije konačnih elemenata sa kohezivnim elementima, dozvoljavajući delaminaciju u laminatu. Takođe formirani su i pojednostavljeni analitički modeli. Eksperimentalni odgovori su takođe bili upoređeni sa predviđanjima iz FE modela i analitičkih modela, koristeći različite modele leda. FE modeli, koristeći kalibrisani elasto–plastični model leda, sposobni su za tačno predviđanje odgovora i početka delaminacije, dok su analitički modeli u nemogućnosti da simuliraju početni deo udara. Glavni zaključak je da se delaminacija javlja pri vrlo ranom stepenu udara (prva za 10–50 μ s od udara), gde su trodimenzionalna propagacija talasa i inicijalno elasto–plastično ponašanje leda značajni. Zatvoreni oblici modela su u mogućnosti da predvide pik kontaktnih napona u prvom trenutku kontakta, ali zahteva se da se dozvoli simulacija dekompozicije kontaktnih napona uočenih u FE simulacijama.

Ekstenzivna studija ponašanja kompozitnih laminata, izloženih dinamičkim opterećenjima, sprovedena je tokom mnogo godina, kako bi se razumeli kompleksni mehanizmi inicijacije i propagacije oštećenja pod udarnim opterećenjima malih brzina [87]. Problem je u tome što su mnogi parametri uključeni u udar i indukovano oštećenje je veoma kompleksno i ne uvek dovoljno vidljivo. Težilo se da se podrže poluempirijski i analitički modeli za predviđanje udarnog odgovora u smislu krive opterećenja, oštećenja, uključenih energija i sila, nezavisno od pojedinačnog laminata, njegove debljine i redosleda slaganja slojeva, tipa i sadržaja matrice, tipa i arhitekture vlakna, orijentacije vlakna i uslova udara. Eksperimentalni testovi su sprovedeni u različitim materijalnim sistemima, sa varijacijom inicijalne kinetičke energije, sve do kompletne penetracije. Ovo dozvoljava studiju početka i propagacije modova otkaza. Iz snimljenih krivih opterećenje–izvijanje, svi udarni parametri dobijeni su za trenutak nastanka prvog otkaza, maksimalno opterećenje, apsorbirane energije i energije penetracije. Destruktivne i nedestruktivne tehnike analize usvojene su da se istraže modovi otkaza i uočeno oštećenje bilo je u korelaciji sa odgovarajućim relativnim energijama [87].

6.2.2 Dinamičke karakteristike kompozitnih struktura pod udarom

Detaljan pregled mehanike udara i dinamike složenih struktura učinio je Abrate (1998., 2001.). U zavisnosti od toga kako je struktura modelovana, dinamički odgovori

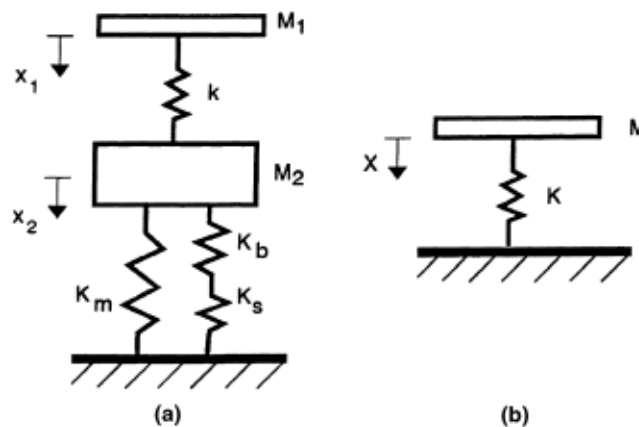
na udar kompozitnih struktura mogu se klasifikovati kao: modeli opruga-masa, modeli energetske ravnoteže, kompletni modeli i modeli udara u beskonačnu ploču.

Modeli opruga-masa su jednostavni i mogu da pruže tačne analize za neke vrste udara tokom testova na uzorke male veličine. Postoje modeli sa dva stepena slobode (Two Degree of Freedom, TDOF) i jednim stepenom slobode (Single Degree of Freedom, SDOF) za udar u kompozitne ploče i grede, kao što je prikazano na slici 6.1 (a) i (b) [6].

TDOF model, sastoji se od jedne opruge linearne krutosti strukture (K_{bs}), druge opruge nelinearne membranske krutosti (K_m), nelinearne kontaktne krutosti (K), efektivne mase konstrukcije (M_2), kao i mase projektila (M_1). Za model sa SDOF, ukupna deformacija struktura je zanemarena. Lokalna deformacija se uzima u obzir koristeći nelinearnu kontaktnu krutost (K).

Modeli udara po Abrate-u dati su u delu 6.4.

Drugi pristup za analizu udara je razmatranje ravnoteže energije u posmatranom sistemu. Prema ovom modelu, početna kinetička energija projektila se u potpunosti koristi za deformisanje strukture u toku udara. Kada struktura dostiže maksimalno izvijanje, brzina projektila postaje nula. Oba modela, model opruga-masa i model ravnoteže energije, prepostavljaju da se struktura ponaša kvazi-statički [6].



Slika 6.1 Modeli opruga-masa (Abrate, 2001.) [6]

U potpunim modelima za udarni odgovor strukture, dinamičko ponašanje cele strukture se smatra da je suprotno u odnosu na ova dva modela. Sun i Chattpadhyay (1975.) koristili su jednačine ploče, koje su razvili Whitney i Pagano (1970.), za

proučavanje jednostavno podržane ortotropne ploče izložene centralnom udaru. Christoforou i Swanson (1991.) dobili su analitičko rešenje smicanja deformabilne kompozitne ploče, na osnovu dvostrukog Furijeovog reda širenja i tehnike Laplasove transformacije. Mittal i Khalili (1994.) koristili su Furijeovu transformaciju i Hertz-Sveklo kontaktnu teoriju, za proučavanje poprečnog udara u ortotropne kompozitne ploče. Analitički model, koji uključuje kombinovane efekte deformacije smicanja, rotacije inercije i nelinearni Hertz-ov kontakti zakon, predložen je od strane Pierson- i Vaziri-a (1996.), da se tako prouči udarni odgovor kompozitnih laminiranih ploča [6].

U većini teorijskih modela za analizu udara u kompozitne laminate, stalne deformacije obično nisu uključene zbog usvajanja Hertz-ovog kontaktnog zakona. Ovaj zakon je adekvatan za mala kontaktna opterećenja. Pri višim kontaktnim opterećenjima, prskanje matrica i delaminacija mogu izazvati smanjenje uvlačenja, pošto će redukovana krutost dovesti do preraspodele kontaktnog pritiska oko zone kontakta. Tokom rasterećenja, neke od udarom indukovanih deformacija neće moći biti obnovljene i Hertz-ov kontaktni zakon nije odgovarajući u tim slučajevima. Prema tome, uključivanje stalnog uvlačenja u kontaktni zakon je važno, da bi se tačno modelovalo ponašanje kompozitnih lamina, pod uticajem visoko kontaktnih opterećenja [6].

U [88] dinamički konstitutivni model i kriterijumi otkaza su razvijeni da se predvidi udarna perforacija polimernih matričnih kompozitnih lamina pod dejstvom projektila. Podrazumevalo se da je od brzine zavisna karakteristika kompozita bila opisana vremenski zavisnom ili viskoelastičnom osobinom polimerne matrice, a materijal vlakna je smatran da je nezavisan od brzine udara. Za izvođenje vremenski zavisne krutosti matrice, za jednosmerne Carbon/Epoxy laminate, korišćeni su određeni zakoni. Epoxy je predstavljen kao dva tzv. “maksvel” elementa paralelno sa linearnom oprugom, dok je Carbon modelovan kao linearna opruga. Hashin 3D dinamični kriterijumi otkaza korišćeni su za predviđanje dinamičkog otkaza kompozita, gde su sve kvazi-statičke osobine čvrstoće zamenjene sa osobinama čvrstoće zavisne od brzine. Dinamičke konstitutivne jednačine su stavljene u LS-DYNA3D za element ljuske preko korisnički definisanog potprograma i upotrebljene su za predviđanje tranzijentnog odgovora 32-slojnog AS4/3501-6 Carbon/Epoxy lamina pod dejstvom projektila.

Oštećenja usled udara visoke brzine u CFRP laminatima su do sada prilično eksperimentalno i numerički karakterizovana [89]. U tom radu udarna oštećenja određena su korišćenjem optičkog mikroskopa, X-zraka i CT analize. Dalje, evolucija oštećenja je reprodukovana sa dinamičkom analizom konačnim elementima, gde su uvedeni kriterijum loma maksimalnog napona i kohezivni elementi. Rezultati simulacije pokazali su dobru korelaciju sa oštećenjima uočenim u eksperimentima.

6.2.3 Energija udara

Maksimalna energija udara nekim sredstvom E_0 pre udara je data sa

$$E_0 = \frac{1}{2}mV_0^2 \quad (6.49)$$

gde je V_0 brzina neposredno pre udara, a m je masa impaktora.

Ako je w ukupna težina sistema (impaktora i test uzorka) onda za testiranje udara klatna

$$w = w_h + \left(\frac{1}{3}\right)w_b \quad (6.50)$$

w_h je težina impaktora, a w_b je težina uzorka. Impaktor može biti smatran kao telo koje slobodno pada brzinom

$$V_0 = \sqrt{2gh_0} \quad (6.51)$$

a h_0 je visina pada.

Kada impaktor načini kontakt sa test uzorkom, energija impaktora se redukuje za iznos ΔE_0 :

$$\Delta E_0 = E_0 - E_f = (1/2)m(V_0^2 - V_f^2) \quad (6.52)$$

gde su:

E_f - kinetička energija u nekom trenutku vremena nakon početnog kontakta između uzorka i impaktora,

V_f - odgovarajuća brzina u tom trenutku.

Iz relacije između impulsa i momenta može biti napisano da je

$$\int_0^t P dt = m(V_0 - V_f) \quad (6.53)$$

a P je opterećenje tokom vremena.

Prethodne jednačine daju

$$\Delta E_0 = E_a [1 - E_a / (4E_0)] \quad (6.54)$$

$$E_a = V_0 \int_0^{\tau} P dt \quad (6.55)$$

pri tome je E_a apsorbovana energija

Jednačina 6.54 je ekvivalentna sa (može biti pokazano) jednačinom

$$\Delta E_0 = \bar{V} \int_0^{\tau} P dt \quad (6.56)$$

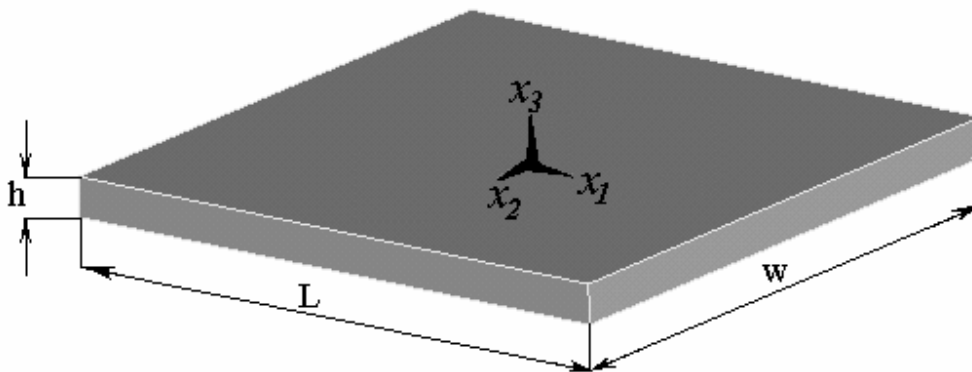
a po definiciji

$$\bar{V} = (1/2)(V_0 + V_f) \quad (6.57)$$

6.3 Tranzijentna dinamička analiza

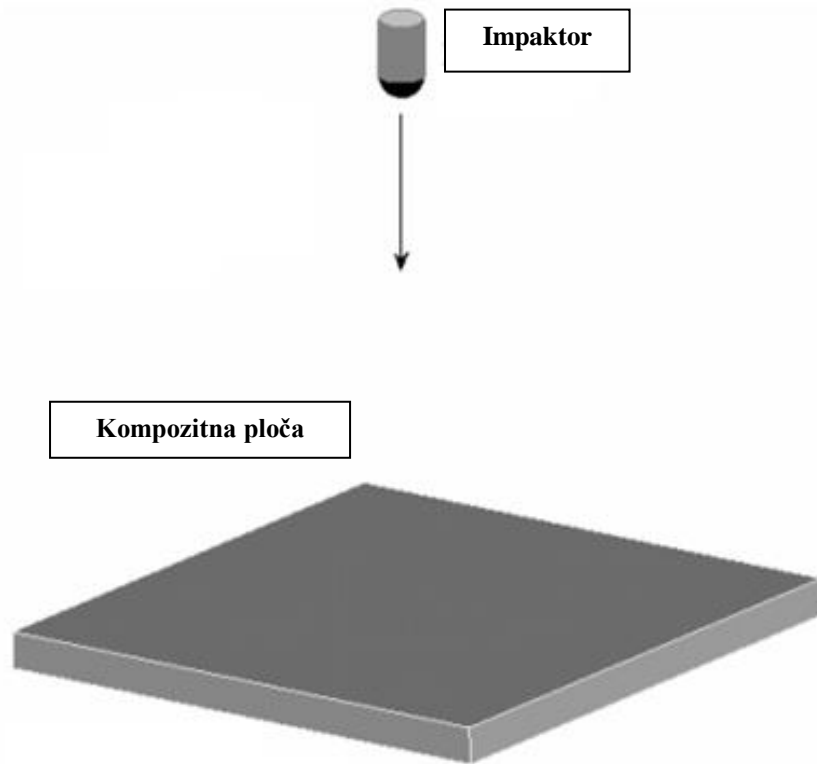
6.3.1 Opis modela

Ovde se razmatra pravougaona ploča (dužine L , širine W , debljine h) sastavljena od vlaknima ojačanih kompozita. Ta ploča sadrži N slojeva, tj. lamina. Orijentacija slojeva je proizvoljna, a oni ne moraju biti simetrični i od istog materijala. Slika 6.2 prikazuje geometriju ploče i uvedeni koordinatni sistem [90].



Slika 6.2 Geometrija modela ploče i koordinatni sistem

Čvrsto telo mase m , brzine V i radijusa nosa r (impaktor) udara u centar ploče. Određuje se tranzijentni dinamički odgovor ploče tokom udara i izračunavaju se naponi i deformacije, kao funkcije vremena unutar laminata. Ovaj problem, tj. udar impaktora u kompozitnu ploču, predstavljen je na slici 6.3 [90].



Slika 6.3 Udar impaktora u kompozitnu ploču

Glavne jednačine strukturne dinamike su date Hamilton-ovim principom. Pošto se on bavi piezoelektričnim kontinuumom, Lagrangian je propisno prilagođen; kako bi se uključili doprinosi od električnog polja, pored onih od mehaničkog polja [91].

6.3.2 Analiza

Analiza napona i deformacija u laminatu bazira se na trodimenzionalnoj linearnoj elastičnosti, uz pretpostavku da je svaki sloj istog homogen i ortotropan. Raspodela kontaktne sile određena je korišćenjem Hertz-ovog kontaktnog zakona. Ona je tokom udara simulirana shodno procesima opterećenja i rasterećenja. Tako kontaktna sila može biti povezana sa dubinom uvlačenja (rastojanje između centra nosa projektila i srednje površine ploče) izrazom:

$$F = k\alpha^{1.5} \quad (6.11)$$

gde je k modifikovana konstanta Hertz-ove kontaktne teorije, predložene od strane Yang- i Sun-a (1981.) i jednaka je

$$k = \frac{4}{3}\sqrt{r} \frac{1}{\left[\frac{(1-\nu_s^2)}{E_s} + \frac{1}{E_{yy}}\right]} \quad (6.12)$$

Zanemarujući prigušenje, osnovna jednačina može biti napisana kao

$$[M]\{\ddot{d}\} + [K]\{d\} = \{F\} \quad (6.13)$$

gde su $[M]$ i $[K]$ matrice mase i krutosti, a $\{F\}$, $\{u\}$ i $\{\ddot{u}\}$ vektori sile, pomeranja i ubrzanja, respektivno [90].

Matrica mase $[M]$ je suma matrica masa elemenata

$$[M] = \sum_{e=1}^{N_{el}} [M^e] \quad (6.14)$$

gde je N_{el} ukupan broj elemenata.

Matrica krutosti $[K]$ je suma matrica krutosti modifikovanih elemenata usled nekompatibilnih modova:

$$[K] = \sum_{e=1}^{N_{el}} [K^e] \quad (6.15)$$

Jednačina ravnoteže za linearni dinamički odgovor sistema konačnih elemenata može biti napisana kao:

$$M\ddot{d} + C\dot{d} + Kd = F \quad (6.16)$$

gde su M , C i K matrice mase, prigušenja i krutosti; F je vektor spoljašnjih opterećenja; a d , \dot{d} , i \ddot{d} su vektori pomeranja, brzina i ubrzanja sklopa konačnih elemenata.

U direktnoj integraciji jednačine (6.16), koristeći numeričku, korak po korak proceduru, termin “direktan” ima značenje da pre numeričke integracije nema transformacije jednačina u drugi oblik.

Postoji nekoliko uobičajenih metoda direktne integracije, a među njima najpoznatije su: Central Difference Method, Houbolt Method, Wilson θ Method i Newmark Method [90].

6.3.3 Nelinearna eksplicitna dinamika

Softver ABAQUS/Explicit koristi metodu centralnih razlika za eksplicitnu integraciju jednačina kretanja, pri čemu se upotrebljavaju kinematski uslovi u jednom inkrementu, da bi se isti izračunao u sledećem inkrementu. Na početku inkrementa program rešava matricnu jednačinu dinamičke ravnoteže:

$$M\ddot{u} + I - P = 0 \quad (6.17)$$

tj. ako se razlika $P - I$ predstavi kao skup svih sila u čvorovima mreže konačnih elemenata:

$$M\ddot{u} = P - I \quad (6.18)$$

gde su:

M - dijagonalna matrica mase u čvorovima,

\ddot{u} - ubrzanja u čvorovima,

P - vektor spoljašnjih opterećenja i

I - vektor unutrašnjih sila u čvorovima.

Ubrzanja na početku trenutnog vremenskog inkrementa (vremena t) računaju se kao:

$$\ddot{u}_{(t)} = (M)^{-1}(P - I)|_{(t)} \quad (6.19)$$

Kako eksplicitna metoda uvek koristi dijagonalnu matricu mase, rešavanje po ubrzanjima je trivijalno, jer nema skupa jednačina, koje treba istovremeno rešiti. Ubrzanje bilo kojeg čvora je u potpunosti određeno njegovom masom i sistemom sila, koje deluju na njega, što postupak proračuna bitno pojednostavljuje.

Ubrzanja se integriraju po vremenu, upotrebom metode centralnih razlika, koja izračunava promenu brzine pretpostavljajući konstantna ubrzanja. Ova promena brzine se dodaje brzini u sredini prethodnog vremenskog inkrementa, da bi se odredile brzine u sredini trenutnog vremenskog inkrementa (jednačina 6.20)

$$\begin{aligned} \dot{u}|_{(t+\frac{\Delta t}{2})} &= \dot{u}|_{(t-\frac{\Delta t}{2})} + \frac{(\Delta t|_{(t+\Delta t)} + \Delta t|_{(t)})}{2} \ddot{u}|_{(t)} \\ u|_{(t+\Delta t)} &= u|_{(t)} + \Delta t|_{(t+\Delta t)} \dot{u}|_{(t+\frac{\Delta t}{2})} \end{aligned} \quad (6.20)$$

Za izračunavanje pomaka na kraju inkrementa vremena, brzine se integriraju po vremenu, te dodaju pomeranjima na početku inkrementa.

Stoga, zadovoljenjem dinamičke ravnoteže na početku inkrementa vremena, dobijaju se ubrzanja.

Poznavanje ubrzanja, brzina i pomeranja predstavlja rešenje problema eksplicitno po vremenu. Ova metoda tačno integrira dobijena konstantna ubrzanja.

Da bi metoda odredila tačne rezultate, vremenski inkrement je dosta mali, kako bi bio zadovoljen uslov o konstantnim ubrzanjima tokom inkrementa vremena. Za većinu analiza potreban je veći broj inkrementa, koji može biti i nekoliko stotina. Ovo ne predstavlja veliki problem, zbog toga što nije potrebno istovremeno rešavati skup jednačina. Veća vremena računanja bivaju utrošena na određivanje unutrašnjih sila, koje deluju u čvorovima elemenata. Proračun po elementima uključuje određivanje pomeranja čvorova elemenata, te definisanje krutosti elemenata, da bi se izračunala naprezanja po elementima, a na osnovu njih onda i unutrašnje sile.

Sledeći deo daje sažeti oblik eksplicitne dinamike (po koracima):

1. Proračun po čvorovima

a) Dinamička ravnoteža

$$\ddot{u}|_{(t)} = (M)^{-1}(P - I)|_{(t)} \quad (6.21)$$

b) Eksplicitno integriranje po vremenu

$$\begin{aligned} \dot{u}|_{\left(t+\frac{\Delta t}{2}\right)} &= \dot{u}|_{\left(t-\frac{\Delta t}{2}\right)} + \frac{(\Delta t|_{(t+\Delta t)} + \Delta t|_{(t)})}{2} \ddot{u}|_{(t)} \\ u|_{(t+\Delta t)} &= u|_{(t)} + \Delta t|_{(t+\Delta t)} \dot{u}|_{\left(t+\frac{\Delta t}{2}\right)} \end{aligned} \quad (6.22)$$

2. Proračun po elementima

a) Proračun inkremenata deformacije $d\varepsilon$ pomoću brzine deformacije

b) Proračun naprezanja σ iz konstitutivnih izraza

$$\sigma_{(t+\Delta t)} = f(\sigma_{(t)}, d\varepsilon) \quad (6.23)$$

c) Određivanje unutrašnjih sila po čvorovima $(t + \Delta t)$ i

3. Postavljanje inkrementa vremena sa t na $t+\Delta t$ te povratak na korak 1.

6.4 Modeli udara po Abrate-u

6.4.1 Osnove

Za proučavanje dinamike udara, kompletan model potpuno uzima u razmatranje dinamičko ponašanje projektila, strukture i kontakta istih. U mnogim slučajevima struktura se modeluje uprošćeno koristeći gredu, ploču ili ljusku. Međutim, nekad se primenjuje i trodimenzionalni prilaz elastičnosti. Kao i sa svakom koncentrisanom spoljašnjom silom, prelazni odgovor je određen koristeći zatvoreni oblik rešenja (ako je moguće), metod varijacione aproksimacije, metod konačnih elemenata, ili neki drugi numerički prilaz.

Jednačine kretanja strukture mogu biti napisane kao:

$$[M]\{\ddot{X}\} + [K]\{X\} = \{F\} \quad (6.24)$$

gde su:

X - vektor pomeranja sa n stepeni slobode

M i K - matrice reda $n \times n$

F - vektor spoljašnjih sila u kome su komponente nelinearne funkcije pomeranja.

Projektil se obično modeluje kao čvrsto telo, a njegovo kretanje je određeno sa jednačinom

$$m\ddot{X} = -P \quad (6.25)$$

ovde su:

m - masa projektila

X - pomeranje

P - kontaktna sila.

Kontaktna sila se obično modeluje koristeći odgovarajući kontaktni zakon, najčešće modifikovan Hertz-ov.

Jednačine (6.24) i (6.25) čine set od $n+1$ nelinearnih diferencijalnih jednačina sa $n+1$ nepoznatih.

Ako je struktura linearna, a nelinearna je veza između jednačina dolazi do nelinearnosti kontaktnog zakona. Nelinearno ponašanje takođe je uvedeno velikim

izvijanjima i nelinearnošću materijala. Na primer, Meo (2005.) uključuje efekte nelinearnosti napon-deformacija kompozita pri smicanju, kroz sledeću jednačinu

$$\varepsilon_{12} = \frac{1}{G_{12}} \tau_{12} + \alpha \tau_{12}^3 \quad (6.26)$$

Nelinearno ponašanje lamine je takođe uočeno pod dejstvom transversalnog opterećenja (σ_{22}) i taj fenomen može biti modelovan izrazom sličnim jednačini 6.26.

Zakon ponašanja napon-deformacija u pravcu vlakna je uglavnom linearan. Efekat ovog tipa nelinearnosti materijala je obično ograničenje u laminatu, koje je dominantno osobinama materijala u pravcu vlakna.

Konačno, drugi problem je da udari uzrokuju oštećenja u kompozitnim strukturama (kao što je već rečeno): prskanje matrice, lom vlakna, delaminaciju. Uobičajeno, dinamika udara ne uzima u obzir efekte razvoja oštećenja. Istorija kontaktne sile se uzima kao input parametar za detaljnu analizu napona, sprovedenu da se odredi početak i razvoj oštećenja. Tipično udarno oštećenje ima mali efekat na ukupno dinamičko ponašanje strukture.

Da bi se objasnila dinamika udara korisno je razmotriti jednostavan model, u kome je pretpostavljeno da struktura odgovara na kvazi-statički način i modeluje se oprugom, u koju onda udara kruto telo. Ovaj model obezbeđuje procenu istorije kontaktne sile i daje uvid u efekte nekoliko parametara: brzine udara, mase impaktora i krutosti projektila. Potom se razmatraju efekti nekoliko komplikovanih faktora, a to su:

1. težina projektila, obično se zanemaruje (jer je mala u odnosu na kontaktnu silu)
2. masa strukture, najčešće mala u laboratorijskim uslovima (ali ne i u stvarnim)
3. veliko izvijanje
4. unutrašnje prigušenje
5. udarno oštećenje obično zanemareno u ovoj fazi analize.

Dati tip modela može biti direktno primenjen u nekim uslovima i on obezbeđuje vrednosne podatke pri istraživanjima [92].

6.4.2 Model sa jednim stepenom slobode

Razmatrajući udar projektila mase m u linearno elastičnu strukturu (slika 6.4), pretpostavlja se da se struktura deformiše kvazi-statički. U tački udara, izvijanje strukture biće direktno proporcionalno pomeranju, tako da struktura može biti

modelovana kao opruga krutosti k , koja se određuje eksperimentom ili numerički. Jednačina kretanja sa jednim stepenom slobode sistema opruga-masa je:

$$m\ddot{x} + kx = 0 \quad (6.27)$$

sa početnim uslovima:

$$x(0) = 0 \text{ i } \dot{x}(0) = V \quad (6.28)$$

Rešavanje problema početne vrednosti daje kontaktnu silu kao

$$F = kx = V\sqrt{mk} \sin \omega t \quad (6.29)$$

Za $0 \leq t \leq T_c$

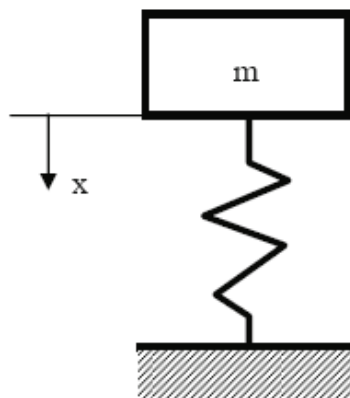
Trajanje kontakta i maksimalna kontaktna sila su dati kao

$$T_c = \pi \sqrt{\frac{m}{k}} \text{ i } F_{max} = V\sqrt{km} \quad (6.30)$$

respektivno.

Kontaktna sila se menja po sinusnom zakonu.

Ovaj model predviđa da se maksimalna kontaktna sila povećava linearno sa brzinom projektila. Ona je takođe veća sa kvadratnim korenom mase projektila i krutosti. Trajanje kontakta je proporcionalno sa kvadratnim korenom mase, a obrnuto sa krutošću.



Slika 6.4 Model opruga-masa sa jednim stepenom slobode za dinamičku analizu udara

Često se sprovode serije eksperimenata u kojima se početna brzina projektila menja, a svi drugi parametri održavaju konstantnim.

Jednačina 6.29 predviđa da kada se nacrtaju grafik maksimalne kontaktne sile u funkciji od početne brzine, rezultat će biti na pravoj liniji. Devijacija od linearnosti indikuje početak značajnog oštećenja, koje redukuje i samu krutost strukture.

Podsećajući se da je početna kinetička energija projektila data sa

$$U = \frac{1}{2}mV^2 \quad (6.31)$$

maksimalna kontaktna sila može biti napisana kao

$$F_{max} = \sqrt{2kU} \quad (6.32)$$

Stoga, maksimalna kontaktna sila nije linearna funkcija kinetičke energije. Kada se F_{max} nacrtaju u funkciji od U , kako se to često radi u literaturi, rezultujuća kriva je parabola otvorena prema pozitivnoj U osi [92].

Ponašanje modela sa jednim stepenom slobode zavisi od sledećih faktora:

- težine projektila
- mase strukture
- geometrijske nelinearnosti
- prigušenja
- oštećenja.

Detaljno razmatranje ovih faktora dato je u [92].

Mnoge dinamičke vremenske analize odgovora kompozitne strukture na udare niskih brzina sprovedene su bez uzimanja u obzir oštećenja tokom udara. Ovaj prilaz je pogodan, jer ne zahteva sposobnost da predvidi početak i rast oštećenja tokom udara. S druge strane, logično je istražiti da je ovaj prilaz dovoljno tačan ili ne da predvidi istoriju kontaktne sile. Sledeći Sutherland- i Guedes-a, Soares (2004.) uvodi efekat udarnog oštećenja u analizu, pretpostavljajući da je ponašanje strukture za odnos sila-izvijanje bilinearno [92], tj.

$$P = k_0x \text{ za } x \leq x_1 \text{ i } P = k_1x + (k_0 - k_1)x_1 \text{ za } x \geq x_1 \quad (6.33)$$

Uz to kretanje je onda određeno jednačinama

$$m\ddot{x} + k_0x = 0 \text{ kada je } x \leq x_1 \quad (6.34)$$

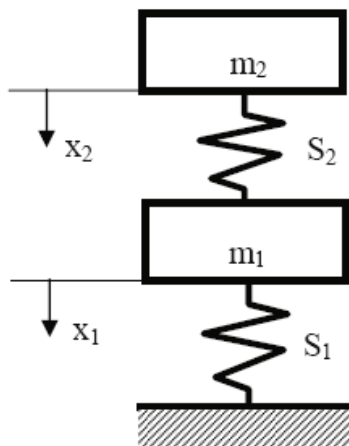
$$m\ddot{x} + k_1x + (k_0 - k_1)x_1 = 0 \text{ kada je } x \geq x_1 \quad (6.35)$$

6.4.3 Model sa dva stepena slobode

Model sa dva stepena slobode počinje sa jednim modom aproksimacije dinamičke strukture. To je predstavljeno sa masom m_1 i oprugom S_1 , a masa projektila m_2 je povezana sa oprugom S_2 (slika 6.5). Uvlačenje strukture projektilom definisano je razlikom između pomeranja projektila i strukture, odnosno:

$$\alpha = x_2 - x_1 \quad (6.36)$$

Odnos između kontaktne sile P i uvlačenja α naziva se kontaktni zakon. Mnogi autori su eksperimentalno i numerički dokazali da statički kontaktni zakoni mogu biti primenjeni i na probleme udara [92].



Slika 6.5 Model udara opruga-masa sa dva stepena slobode

Dosta istraživača modeluje lokalne deformacije koristeći Hertz-ov kontaktni zakon, ili modifikovani kontaktni zakon, predložen od strane Sun- i Yang-a. Prema Hertz-ovom zakonu kontaktna sila P se povezuje sa uvlačenjem α

$$P = k_c \alpha^{3/2} \quad (6.37)$$

gde je kontaktna krutost k_c data kao

$$k_c = \frac{4}{3} E \sqrt{R} \quad (6.38)$$

$$\frac{1}{R} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \quad (6.39)$$

$$\frac{1}{E} = \frac{1-\nu_1^2}{E_1} + \frac{1-\nu_2^2}{E_2} \quad (6.40)$$

R_1 i R_2 su radijusi krivine dva tela, E_1 i E_2 su moduli elastičnosti, ν_1 i ν_2 Poisson-ovi koeficijenti.

Sa Hertz-ovim kontaktnim zakonom ova jednačina se koristi za faze opterećenja i rasterećenja.

Brojni istraživači koriste model sa dva stepena slobode, u kome je S_1 linearna opruga sa krutošću k_1 , a S_2 nelinearna opruga sa određenom kontaktnom krutošću. Pri tome, k_1 uzima u obzir geometriju strukture, uslove oslanjanja, deformacije savijanja i smicanja i opruga će biti linearna ako su deformacije male. Često se Hertz-ov kontaktni zakon koristi da se modeluje proces uvlačenja. Kontaktna sila je data izrazom:

$$P = k_c(x_2 - x_1)^{3/2} \quad (6.41)$$

Jednačine kretanja sistema su:

$$m_1\ddot{x}_1 + k_1x_1 - k_c(x_2 - x_1)^{3/2} = 0 \quad (6.42)$$

$$m_2\ddot{x}_2 + k_c(x_2 - x_1)^{3/2} = 0 \quad (6.43)$$

Ove jednačine kretanja su nelinearne zbog nelinearnog kontaktnog ponašanja. Cheon (1999.) i Lee (2000.) koristili su ovaj model, ali su zanemarili masu strukture ($m_I = 0$). Gong, Shim i Toh (1998.) su upotrebljavali model sa dva stepena slobode opruga-masa (1998.), da prouče udare u kompozitne ljuske. Obe opruge su smatrane linearnim sa konstantama k_1 i k_2 . Kretanje sistema je dato sa jednačinom [92]

$$m_1\ddot{x}_1 + k_1x_1 + k_2(x_1 - x_2) = 0 \text{ i } m_2\ddot{x}_2 + k_2(x_2 - x_1) = 0 \quad (6.44)$$

6.5 Modeli kompozitnih materijala u softveru LS-DYNA

U ovom delu razmatra se bazična teorija modeliranja konačnim elementima laminiranih kompozita, koristeći nelinearni FE kod LS-DYNA. Iako je ovde program LS-DYNA predstavljen, mogu se koristiti i drugi FE kodovi i korisnički programi.

LS-DYNA je opšti kod konačnih elemenata za analizu problema udara i dinamičkog odgovora strukture. Metodologija rešavanja u njemu bazira se na

eksplicitnoj integraciji vremena. Prostorna diskretizacija se postiže upotrebom četiri čvora tetrahedrona, osam čvorova čvrstih elemenata, dva čvora grednih elemenata, tri (četiri i osam) čvorova elemenata ljuske, nosača, membrane, diskretnih elemenata i krutih tela. LS-DYNA trenutno sadrži preko sto konstitutivnih modela i deset jednačina stanja, kako bi pokrila širok opseg ponašanja materijala [84].

LD-DYNA je može se reći softver koji se koristi za modeliranje elastičnog i neelastičnog odgovora kompozitnih struktura. Postoje određeni specifični modeli, koji se koriste u modelovanju polimernih matričnih kompozita. U LS-DYNA softveru oni se označavaju kao MAT 2, 22, 54, 55, 58, 59, 116, 117, 118, 161 i 162. Ovi modeli koriste različite konstitutivne jednačine da se simulira ponašanje polimernih matričnih kompozita. Konačna pomeranja i rotacije za male deformacije u laminatu se predviđaju pretpostavljajući ortotropni laminat. Zakon koji povezuje Piola-Kirchhoff napon sa deformacijom u geometrijskom koordinatnom sistemu, gde su matrica transformacije T i matrica krutosti C_l definisane s obzirom na simetrične ose materijala, prikazan je sledećom jednačinom (6.45 odnosno 6.46):

$$\sigma = C\varepsilon = TC_lT^t\varepsilon \quad (6.45)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{bmatrix} = TC_lT^t \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \varepsilon_{xy} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{xz} \end{bmatrix} \quad (6.46)$$

$$C_l^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} \end{bmatrix} \quad (6.47)$$

Zbog simetričnih osobina Poisson-ov koeficijent ν_{ji} ima sledeći oblik

$$\nu_{ji} = \nu_{ij} E_{jj} / E_{ii} \quad (6.48)$$

Tokom testiranja udara velike brzine u kompozitni laminat region udara se podvrgava velikoj deformaciji ili eroziji usled stvaranja čepova. Da bi se modelovao otkaz u regionu udara usvojen je kriterijum elementa erozije povezan sa ortotropnim modelom. U programu LS-DYNA kriterijum erozije je označen kao MAT-ADD-EROSION. Ovaj kriterijum definiše otkaz prema sledećem: pritisak pri otkazu, kriterijum maksimalnih glavnih napona, ekvivalentan napon pri otkazu, maksimalne glavne deformacije pri otkazu, maksimalne deformacije smicanja pri otkazu.

Otkaz kompozita dešava se progresivno i konstitutivne jednačine moraju uzeti u obzir razvoj oštećenja. Određivanje 3D polja napona kako laminat otkazuje progresivno, može se odrediti korišćenjem modela MAT 161 i MAT 162 u programu LS-DYNA. Različiti modovi otkaza uključuju otkaz vlakna, oštećenje matrice i delaminaciju pod svim uslovima - otkaz otvaranjem, zatvaranjem i klizanjem laminata. MAT 161 primenjuje Hashin teoriju otkaza kompozita.

Rad [93] bavi se predviđanjima oštećenja usled delaminacije indukovane udarom male brzine u laminiranim kompozitima. Ona su sprovedena koristeći progresivni model oštećenja MAT 162, implementiran u tranzijentni nelinearni kod konačnog elementa iz programa LS-DYNA. Uočena su dobra slaganja sa eksperimentalnim rezultatima, posebno za oblik i orijentaciju delaminacija.

6.6 Modelovanje udara u laminat preko parametara i funkcije oštećenja

Lokalni otkaz u kompozitnom laminatu je različit i javlja se kao interaktivni proces loma. Potreba da se simulira ponašanje strukture istovremeno na različitim skalama, dovodi do neefikasnosti proračuna u postojećim modelima.

Modeli kohezivne zone mogu modelovati inicijaciju i širenje prskotine, ali prethodna implementacija može da dovede do velikih grešaka u simulacijama konačnim elementima i spreči konvergenciju rešenja.

U [94] predstavljen je poboljšani algoritam numeričke integracije, koji izbegava problem konvergencije interfejsa. Metod višestruke skale konačnih elemenata takođe je razvijen da se simulira istovremeno strukturni odziv na nivou velike skale i progresija oštećenja na nivou male skale posmatranja problema.

U [94] daje se prikaz simulacije udara u jednu laminiranu kompozitnu ploču, pomoću elemenata kohezivnih zona. Ploča za modeliranje laminata grafit/epoksi ima dva sloja $0^\circ/90^\circ$ (dimenzija $12 \times 12 \times 0.25$ inča). Svaki sloj ima debljinu od 0.125 inča. Za CZM (Cohesive Zone Method) korišćen u ovom laminatu, parametar oštećenja je 1, a definisan je kao:

$$\lambda = \max(|v|, \lambda_p) \quad (6.58)$$

$\lambda_p - \lambda_{\text{prethodno}}$

Funkcija oštećenja F , se definiše kao

$$F = \begin{cases} (1 - \lambda)^2 & 0 \leq \lambda \leq 1 \\ 0 & \lambda > 1 \end{cases} \quad (6.59)$$

Zbog toga što se λ inicijalizuje na 0, F ne može biti definisana za $\lambda < 0$.

Opšta skala je modelovana sa linearnim, osmočvornim elementima, a svaki opšti element je kocka sa ivicom od 0.25 inča. Laminatna ploča je podvrgnuta transversalnoj sili, koja deluje u centru da bi se simulirao udar. Drugi granični uslovi nisu primenjeni na ploču, tako da se ona razmatra kao slobodna struktura bez oslonca. Udarana sila bila je primenjena u trajanju od 2×10^{-4} sekunde.

Rezultati pomeranja i oštećenja za ovaj model udara u laminat mogu biti viđeni u [94].

6.7 “Mesoscale” teorija oštećenja kompozita

Ladeveze je 1994. godine primenio “mesoscale” formulaciju CDM, koja dozvoljava predviđanje neelastičnih deformacija, kako bi se modelovali kompozitni materijali. Ova teorija koristi tri glavna koncepta: mehaniku oštećenja, homogenizaciju i odgovarajuće skale modelovanja, koje su dalje objašnjene.

Mehanika oštećenja ima za cilj modelovanje i razvoj mikrodefekata u materijalu, takvih kao mikroprskotine i mikrošupljine. Mikrodefekti i oštećenja degradiraju materijal postepeno kako se razvijaju. Ova progresivna oštećenja materijala mogu biti prezentovana kao degradacije elastičnih karakteristika. Ideju uvođenja ove teorije preko unutrašnjeg stanja varijabli dali su Kachanov i Rabotnov.

Modelovanje kompozitnih laminata može biti sprovedeno na različitim skalama, od skale prečnika vlakna (“microscale”) do strukturne skale (“macroscale”). Modeli

oštećenja, koji su razvijeni na “microscale”, predviđaju oštećenje na nivou vlakna i matrice što povećava troškove računanja.

Dalje, kako bi se analizirala struktura na makro nivou, zahteva se veza između dve skale, što doprinosi kompleksnosti takve analize. S druge strane, modeli oštećenja bazirani na uobičajenoj mehanici kontinuuma (“macroscale”) nedovoljni su da predvide razvoj mikrooštećenja u materijalu.

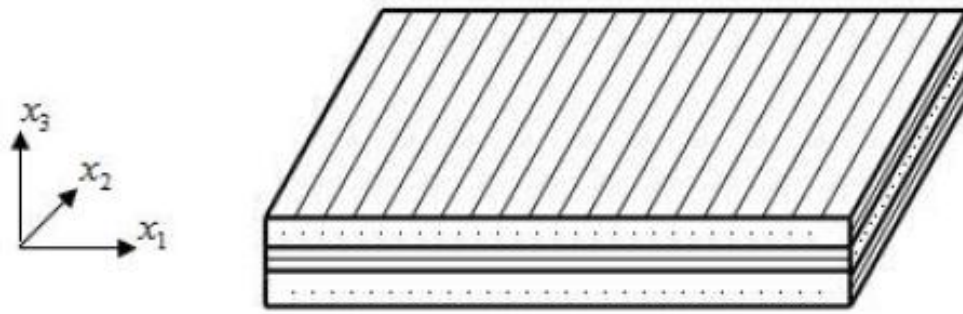
Stoga, ova teorija bazira se na nivou međuskale (“mesoscale”), gde se model laminata sastoji od dva konstitutivna elementa. Prvi konstituent je homogeni ortotropni pojedinačni sloj, a drugi je interfejs između kompozitnih slojeva, koji može biti razmatran kao mehanička površina, a povezuje dva susedna sloja. “Mesoscale” se ovde odnosi na skalu debljine elementarnog sloja. Za oštećenje se pretpostavlja da je uniformno po debljini elementarnog sloja.

Homogenizacija je takođe esencijalni koncept u ovoj teoriji. Ona čini transfer između različitih skala mogućim. Može se smatrati kao most između “microscale” i “mesoscale” na nivou pojedinog sloja i kao most između “mesoscale” i “macroscale” na nivou laminata. Otuda, pojedini sloj u “meso” modelu ima homogenizovane ortotropne osobine [13].

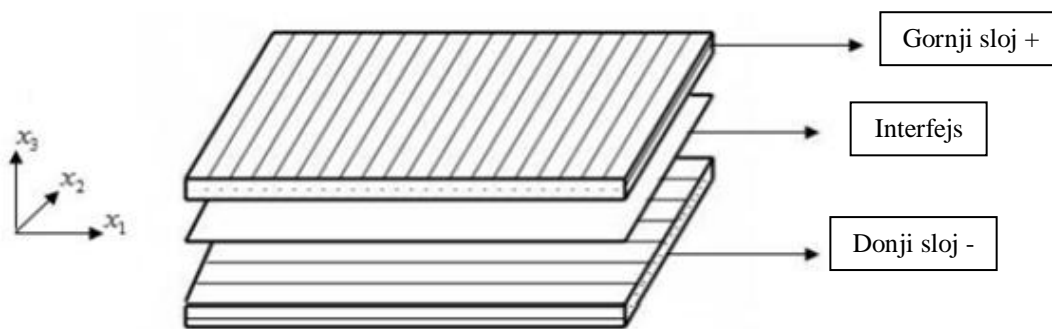
6.7.1 “Mesoscale” modeli oštećenja sloja

Istraživači Ladeveze i le Dantec razvili su model oštećenja za UD slojeve. Modeli oštećenja su prikazani za UD i tkane slojeve (slika 6.6). Zakon ponašanja sloja može biti sa elastičnim oštećenjem, ili sa elasto-plastičnim oštećenjem. Model oštećenja uzima u obzir tri glavna moda otkaza kompozitnih slojeva u ravni: prskanje matrice, koje se obično javlja usled transverznog zateznog opterećenja; razdvajanje vlakno-matrica zbog opterećenja smicanja i lom vlakna, kao posledica zateznog ili pritisnog opterećenja.

Oštećenje povezano sa naponom izvan ravni se uzima u obzir samo u interfejs modelu. Ovde se razmatra formulacija napona u ravni sa ortotropnim simetričnim osama (x_1, x_2). U sledećim formulama, subskriptovi 1 i 2 odnose se na pravce vlakna i transverzalno na vlakna u ravni sloja (ili glavnim pravcima vlakana u slučaju sloja tkanja), respektivno.



(a) Kompozitni laminat



(b) Meso-konstituenti laminata: pojedinačni slojevi i interfejs

Slika 6.6 “Mesoscale” model laminata [13]

Vektori napona i deformacija u ravni i konstitutivni zakon formulisani su kao:

$$\sigma\sigma = (\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{12})^T \quad (6.60)$$

$$\varepsilon^e = (\varepsilon_{11}^e, \varepsilon_{22}^e, 2\varepsilon_{12}^e)^T \quad (6.61)$$

$$\varepsilon^e = S\sigma \quad (6.62)$$

gde su:

σ - vektor napona

ε_e - vektor elastičnih deformacija

S – elastična, tzv. „compliance“ matrica, koja je jednaka:

$$S = \begin{pmatrix} 1/E_1(1-d_1) & -\nu_{12}/E_1 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2(1-d_2) & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12}(1-d_{12}) \end{pmatrix} \quad (6.63)$$

a ovde su:

E_1 - neoštećeni Young-ov modul u pravcu vlakna

E_2 - neoštećeni Young-ov modul transverzalno na pravac vlakna

G_{12} - neoštećeni modul smicanja u ravni

ν_{12} - Poisson-ov koeficijent

d_i ($0 \leq d_i \leq 1$) - skalarni parametri oštećenja smatrani za unutrašnje stanje varijabli.

U UD slojevima:

d_1 - parametar oštećenja u pravcu vlakna

d_2 - parametar oštećenja transverzalno na pravac vlakna

d_{12} - parametar oštećenja u ravni smicanja.

U tkanim slojevima:

d_1 i d_2 - parametri oštećenja u glavnim pravcima vlakana

d_{12} - parametar oštećenja u ravni smicanja [13].

6.7.2 Interlaminarni model oštećenja

Otkaz interfejsa u kompozitnom laminatu obično počinje sa razvojem mikrooštećenja i mikroprskotina, a onda propagacija ovih prskotina vodi ka delaminaciji.

Ni mehanika loma, niti kriterijum čvrstoće materijala nisu sposobni za modelovanje ovih efekata.

Funkcije razvoja interlaminarnog oštećenja za inicijalno elastični i infinitezimalni tanak interface razvijene su unutar okvira CDM. Pošto se interfejs odnosi na otkaze izvan ravni, samo komponente napona u pravcu po debljini se pretpostavljaju da ne budu nula. Ako vlakna leže u ravni sloja ($x_1; x_2$), onda x_3 predstavlja pravac po debljini. U sledećim formulama, indeksi 1 i 2 odnose se na pravce vlakna i transverzalno na vlakna u ravni (ili glavnih pravaca vlakana u slučaju tkanih slojeva), a indeks 3 pokazuje pravac kroz debljinu (dato na slici 6.6).

$$\sigma_D = (\sigma_{13}, \sigma_{23}, \sigma_{33})^T \quad (6.64)$$

$$\varepsilon_D = (2\varepsilon_{13}, 2\varepsilon_{23}, 2\varepsilon_{33})^T \quad (6.65)$$

gde su:

σ_D - nenula komponente napona u pravcu kroz debljinu

ε_D - nenula komponente deformacija u pravcu kroz debljinu

$$\varepsilon_D = S_D \sigma_D \quad (6.66)$$

$$S_D = \begin{pmatrix} 1/G_{13}(1-d_{13}) & 0 & 0 \\ 0 & 1/G_{23}(1-d_{23}) & 0 \\ 0 & 0 & 1/E_3(1-d_3) \end{pmatrix} \quad (6.67)$$

ovde su:

S_D - „compliance” matrica po debljini,

E_3 - neoštećeni Young-ov modul po debljini,

G_{13}, G_{23} - neoštećeni moduli smicanja po debljini,

$d_{13}; d_{23}; d_3$ ($0 \leq d_i \leq 1$) - parametri oštećenja koji degradiraju odgovarajuće module po debljini u interfejsu.

Interface se smatra kao veoma tanak (slika 6.6) sa debljinom h u graničnoj vrednosti $h \rightarrow 0$.

Interface konstitutivni zakon, koji povezuje napone i pomeranja je:

$$\mathbf{u} = (u_1; u_2; u_3) \quad (6.68)$$

Skok pomeranja preko interface-a definisan je kao

$$u(x_1; x_2) = u_+ - u_- \quad (6.69)$$

s tim da su:

$u_+(x_1; x_2)$ - vektor pomeranja na donjoj strani višeg sloja (slika 6.6 (b))

$u_-(x_1; x_2)$ - vektor pomeranja na donjoj strani nižeg sloja (slika 6.6 (b)).

Iz postavki kinematike dobijaju se sledeće relacije:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{13} &= \frac{1}{2} u_1 / h \\ \varepsilon_{23} &= \frac{1}{2} u_2 / h \\ \varepsilon_{33} &= \frac{1}{2} u_3 / h \end{aligned} \quad (6.70)$$

gde je h je debljina interfejsa.

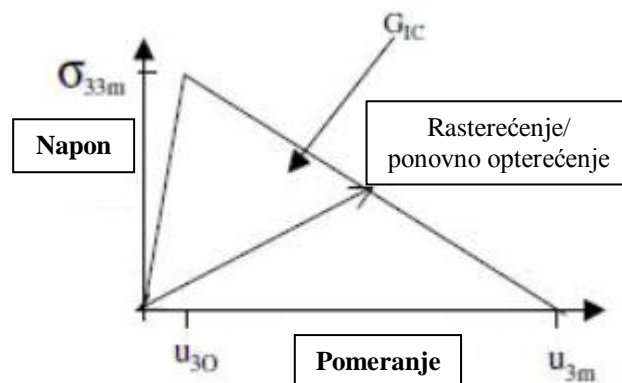
Zamena jednačina 6.70 i 6.67 u jednačinu 6.66, daje zakon (jednačine) napon-pomeranje za interfejs:

$$\begin{aligned}
 \sigma_{13} &= k_1(1 - d_{13})u_1 \\
 \sigma_{23} &= k_2(1 - d_{23})u_2 \\
 \sigma_{33} &= k_3(1 - d_3)u_3
 \end{aligned} \tag{6.71}$$

uz to da su:

$$\begin{aligned}
 k_1 &= G_{13}/h \\
 k_2 &= G_{23}/h \\
 k_3 &= E_3/h
 \end{aligned} \tag{6.72}$$

Silama spojena oštećenja povezana su sa energijama loma delaminacije; G_{IC} , G_{IIC} i G_{IIIC} ; pod modom I, modom II i modom III otkaza. Parametri oštećenja se takođe pretpostavljaju da su funkcije silama spojenih oštećenja. Funkcije razvoja oštećenja su određene prema Crisfield-u. I pretpostavlja se da relacija napon-deformacija u interface-u ima idealni oblik trougla. Na slici 6.7 prikazan je zakon napon-pomeranje interface-a za mod I.



Slika 6.7 Zakon napon-pomeranje interface-a za mod I [13]

Isti prilaz i ekvivalentni izrazi validni su za d_{13} i d_{23} .

Obično se delaminacija javlja usled mešovitog moda otkaza I i II.

Energije interface-a za mod I i mod II su date sa:

$$G_I = \int_0^{u_3} \sigma_{33} du_3 \tag{6.73}$$

$$G_{II} = \int_0^{u_1} \sigma_{13} du_1 \tag{6.74}$$

Mešoviti modovi I i II anvelope otkaza delaminacije za interface mogu biti definisani kao:

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^n + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^n = e_D \quad (6.75)$$

Konstanta n se određuje na bazi podataka iz testova mešovitog moda loma (tačni rezultati se dobijaju za $n = 1$).

Kada je $e_D < 1$, oštećenje se nameće sledećom jednačinom za mod I i odgovarajućom funkcijom razvoja oštećenja smicanja za mod II

$$d_3 = c_1(1 - u_{30}/u_3) \text{ za } u_{30} \leq u_3 \leq u_{3m} \quad (6.76)$$

Ako je $e_D \geq 1$, interface je potpuno oštećen i javlja se delaminacija [13].

6.8 Numeričko modeliranje udara u tekstilne kompozite

Tekstilni kompoziti, zbog male gustine, visoke specifične čvrstoće i velike otpornosti na udare, intenzivno se koriste u aplikacijama kao što su: oklopna vozila, panciri i u drugim strukturnim elementima.

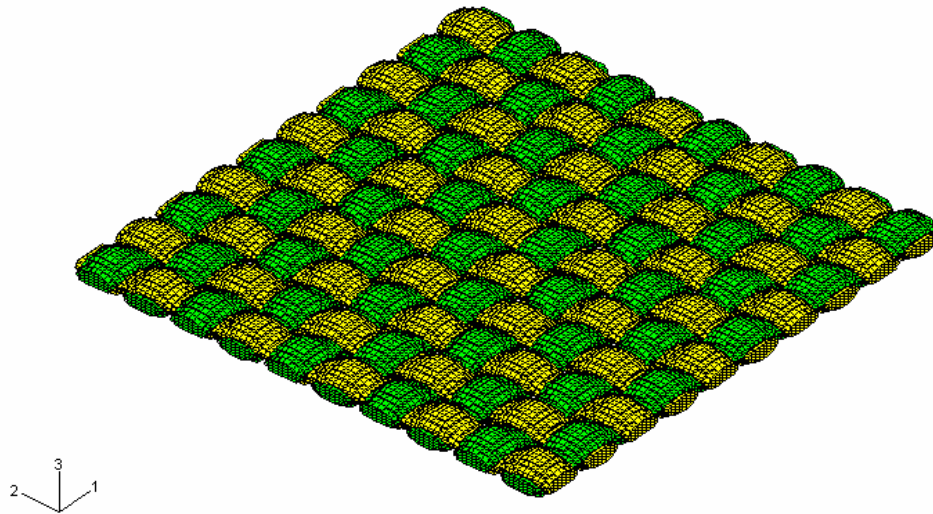
Najvažnije karakteristike kompozitne tekstilne strukturne komponente za bilo koje primene su: vrsta vlakana i matrice, način na koji su raspoređena vlakna i čvrstoća interfejsa vlakna/matrice.

Kompoziti sa pod uglom postavljenim jednosmernim vlaknima i tkanine najčešće su korišćene tekstilne arhitekture kompozita za balističke aplikacije.

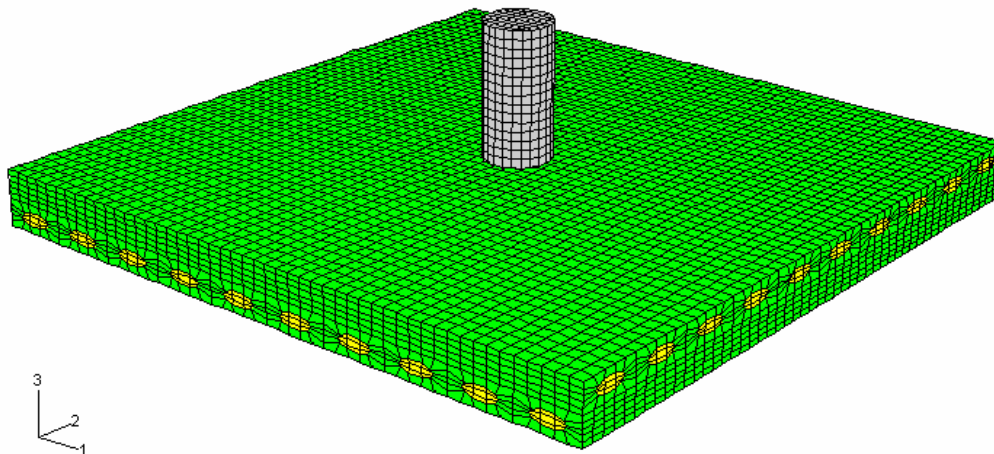
U cilju da istraži ulogu tekstilnih ojačanja za udarne performanse oklopa, 25000 3D osmočvornih konačnih elemenata, sa 28611 čvorova je generisano pomoću razvijenog FE-FGM algoritma i ABAQUS računarskog koda [80].

Simulacija je izvedena na ravnoj tkanoj ploči oblika kvadra (dimenzija 75 mm x 75 mm x 6.35 mm), sa uglom slojeva od 0°/90° Spectra/Epoxy polimernog kompozitnog modela (slika 6.8 i 6.9).

Cilindrični projektil prečnika 7.62 mm modelovan je kao deformabilni, elastično-plastični materijal od čelika, sa mogućim brzinama udara od 10 m/s - 1000 m/s.



Slika 6.8 FE Model tkane kompozitne ploče [80]



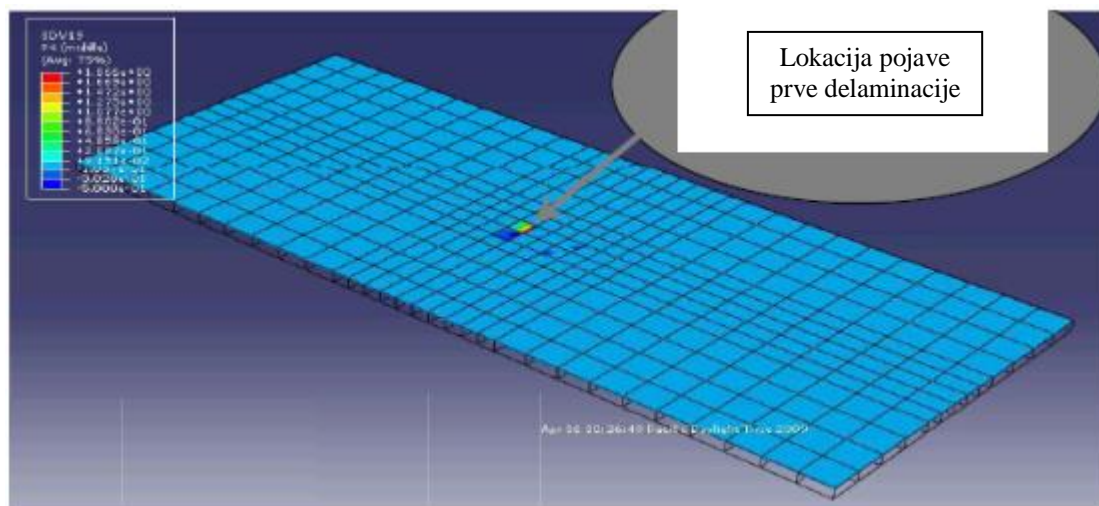
Slika 6.9 FE Model ploče (0°/90°) pod udarom cilindričnog projektila [80]

Slojevi laminata pod uglom obično su napravljeni od višeslojnih strana postavljenih pod različitim uglovima. U tom radu, zbog računarske efikasnosti, dvoslojni laminat pod uglom uzet je u obzir.

Uticaj graničnih uslova istraživani su za udare srednje i visoke brzine. Generalno, granični uslovi zavise od veličine i početne brzine projektila, kao i geometrije i debljine mete. U ovom slučaju, gde projektil cilindričnog oblika od

čelika vrši udar brzinom od 100 m/s, udarna otpornost mete zavisi od graničnih uslova [80].

U [95] data je dinamička implicitna analiza. Razmatrana je ravna kompozitna ploča oblika kvadra, od materijala T800H, a dimenzija 50 mm x 20 mm x 1 mm (0°/90°/90°/0°). Ona je modelovana u programu ABAQUS, koristeći 3D čvrste kompozitne elemente (C3D8), sa vremenski promenljivim pritisnim opterećenjem u centralnom regionu gornje površine i graničnim uslovima podržanim na svim ivicama. Na slici 6.10 prikazana je, simulacijom u pomenutom softveru, dobijena lokacija pojave prve delaminacije u modelu.



Slika 6.10 Predviđanje mesta pojave delaminacije u modelu [95]

Godinama unazad, istraživači su sprovodili velike napore da se optimizuju udarne performanse multislojnih sistema. Većina tih postupaka bili su eksperimentalni, a mogu biti vremenski dugi i skupi. Nedavno, numeričke simulacije povezane sa eksperimentima navođene su za obezbeđivanje efikasnog načina proučavanja udarnih performansi laminiranih sistema. Dodatno, one pružaju uvid u odgovor materijala i mehanizme otkaza, koji se javljaju u laminatima tokom procesa udara. Međutim, može se zaključiti da je slabost (ograničenje) u simulaciji udara do sada bila nedostatak adekvatnih modela materijala i odgovarajuće karakterizacije materijala [96].

Sa sofisticiranim tehnikama numeričke analize i povećanim performansama računara, modeli koji mogu tačno opisati odgovor i otkaz kompozitnih materijala pod velikim deformacijama i otkazom pri visokim brzinama deformacije esencijalni su.

Kada se simuliraju dinamički događaji, odgovor materijala je tipično opisan sa: jednačinom stanja, unutrašnjom energijom i temperaturom; konstitutivnom relacijom, koja opisuje čvrstoću materijala za suprotstavljanje distorziji; i modelom otkaza, koji može opisati otkaz materijala pod multiaksijalnim stanjem napona pri različitim brzinama deformacije [96].

6.9 Softverski alati za ispitivanje udara

Primena softverskih alata za ispitivanje udara (numeričko rešavanje odgovarajućih jednačina i predstavljanje analiziranih parametara) je nezamenjiva. O tome je već bilo reči u trećem i četvrtom poglavlju ove teze.

Cilj projekatnata struktura je da smanje ili potpuno eliminišu potrebu za skupim komponentnim testovima i samim tim da se predvidi stepen oštećenja i posledice na smanjenje rezidualne čvrstoće. Međutim, priroda kompozitnih avio struktura predstavlja realan problem za teorijsku simulaciju. Te strukture mogu biti geometrijski kompleksne, sa trodimenzionalnom koncentracijom napona i uzrokovati otkaz laminata sa niskom čvrstoćom po debljini. Strategija za suočavanje sa geometrijskom kompleksnošću je da se koriste numeričke analize, pri čemu geometrijske koordinate i strukturne deformacije predstavljaju diskretne vrednosti na odabranim "čvorovima". U slučaju nepoznatih deformacija ideja je da se izaberu takva mala rastojanja između čvorova, koja pretpostavljaju da "oblik" između njih nije presudan. Ovo je osnova najčešće korišćenih metoda konačnih elemenata (FEM). Danas postoji mnogo komercijalnih kodova FEM, a razvijaju se i novi. Dovoljno je reći da je standardni FEM pristup da se pretpostave približne funkcije pomeranja, zatim da se zadovolje: (a) relacija deformacija-pomeranje i isto tako (b) zakon napon-deformacija. Jednačine ravnoteže kretanja (c) su onda zadovoljene otprilike u mnogim izabranim čvorovima. Tačnost uvek može da se poboljša u procesu prečišćavanja FEM mreže, gde god je to potrebno [50].

Važno je napomenuti da je u proračunskoj dinamici fluida (Computational Fluid Dynamics, CFD), tradicionalni pristup koristio metod konačnih razlika, upotrebom diskretne aproksimacije za gradijent umesto funkcije oblika, a sada problem interakcije fluid/struktura koristi treću alternativu - metod konačnih zapremina.

Povezano je i pitanje kako pratiti pokrete čvorova, koji mogu biti mali za strukture, ali veliki za fluide. Konvencionalno CFD usvaja Eulerian pristup, gde fluid protiče kroz

fiksnu mrežu; a strukturna analiza koristi Lagrangian prilaz, koji sledi mala pomeranja čvorova na originalnoj geometriji. Ovo može predstavljati problem ukoliko su strukturna pomeranja veoma velika, kao što se dešava kod udara ptice, balističkih udara i udara hiper brzina. On takođe može da se desi sa umerenim brzinama udara u kompozitne strukture, specijalno dizajnirane da apsorbuju energiju [50].

Relativno nov pristup je tzv. hidrodinamika glatkih čestica (Smooth Particle Hydrodynamics, SPH), koji omogućava potpunu slobodu u dispoziciji čvorova, povezujući bilo koje nepoznate čvorove sa onima koji ga neposredno okružuju i izbor lokalnih krivih da odgovaraju zahtevanoj tačnosti. Metod je samim tim bezmrežni (meshless) [videti Lusi (1977.), Liberski i Petscheck (1993.), Morighan (1992.) i Groenenboom (1997.)] i izbegnut je problem između Lagrangian i Eulerian pristupa. SPH kodovi su razvijeni za razumno unapređene nivoe većine eksplicitnih komercijalnih kodova. Još jedna vrlina numeričke analize je da u njoj mogu da se koriste prave jednačine stanja [50].

Modovi otkaza, bilo u ravni vlaknima dominirani, ili kroz debljinu matricom dominantni, mogu biti komplikovani i uvek dovode do nelinearnog ponašanja. Tada će postojati nelinearno ponašanje, dozvoljavajući shodno tome promene u geometriji.

Nelinearna FEM analiza nije se ranije intenzivno koristila kao projektantski alat u vazduhoplovnoj industriji; delom usled velikog vremena računanja i zbog komercijalnih kodova, koji nisu korisnički orijentisani, a robusni su i potrebni su programerski stručnjaci da ih upotrebe. Danas je moć računarskih konfiguracija postala izuzetno velika, oni nisu skupi, a kodovi su, iako obimni, relativno jednostavni i jasni za upotrebu.

Prvo se mora razmotriti najbolji način za rešavanje jednačine kretanja za pomeranja $r(t)$, koja glasi:

$$M\ddot{r} + C\dot{r} + Kr = r(t) \quad (6.77)$$

gde će M -matrica masa, C -matrica prigušenja i K -matrica krutosti biti povezane sa kodom jednom kada su elementi istih generisani. Primenjene čvorne sile R mogu da se generišu, ali u većini udarnih problema one će biti nula, osim ako ne postoji interakcija sa fluidima.

Implicitan pristup sastoji se u tome da se predstave brzine (\dot{r}) i ubrzanja (\ddot{r}) u odnosu na vrednosti pomeranja (r) u vremenskim intervalima $t-\Delta t$, t i $t+\Delta t$, i tada reše jednačine iz izraza (6.77), koje generišu povećanje vremena t sa koracima, koliko je potrebno da se simulira ceo udarni događaj. Međutim, ovo rešenje jednačina postaje veoma teško odrediti, kako se matrica krutosti K uvek menja zbog promena materijala i geometrije.

Alternativni pristup je da se eksplicitno napiše jednačina (6.77) u obliku:

$$\ddot{r} = M^{-1}[r(t) - C\dot{r} - Kr] \quad (6.78)$$

i da se tretira cela desna strana kao poznata u vremenu t , a zatim da se integriše uz pretpostavku recimo linearne varijacije.

Dalje, ako je matrica masa M stavljena u čisto dijagonalnu formu, onda nema neophodne inverzije i nelinearne promene u krutosti ili prigušenju su jednostavno ažurirane, ako su poznate kao funkcije $r(t)$. Prednosti eksplicitnog pristupa su jasne, ali mana je da integracija neće biti stabilna. Vremenski korak Δt u integrisanju unapred, mora biti manji od vremena za talas napona da se ukrsti sa najkrućim (obično najmanjim) konačnim elementom (striktno govoreći najmanji tzv. „eigenperiod“ cele strukture). Ovaj kritični vremenski korak može, dakle, biti izuzetno mali. Ipak ovo nije važno, jer je udar reda milisekunde, a vremenski korak će morati da bude jako mali, da se nosi sa kompleksnom istorijom udara [50].

Danas postoji mnogo komercijalnih kodova koji koriste ovakav pristup, a to su: DYNA 3D, PAMCRASH, RADIOSS i AUTODYNE itd. Oni su odavno ušli u opštu upotrebu za evaluaciju tehničkih projekata. Međutim, za razliku od metalne strukture, problem za kompozitni laminat leži u složenoj prirodi materijala i otkaz sloja dovodi do trajnog oštećenja, što nije podložno homogenom elasto-plastičnom zakonu, kao za žilave metale. Eksplicitna metoda za rešavanje jednačine kretanja može se koristiti za rešavanje navodno „statičkog“ problema pronalaženja preostale čvrstoće oštećene strukture. Atrakcija korišćenja dinamičkog koda za statičko opterećenje je da otkaz oštećene strukture može da dovede do dinamičkog talasa, ako je struktura opterećena na kompresiju, a ta struktura skokovito prelazi iz jednog moda u drugi. Opterećenje je najbolje primeniti u koracima, a prigušenje izabрати da bude kritično, tako da se statičko rešenje postigne što je brže moguće [50].

Performanse prilaza sa interface elementima, u kodu konačnog elementa programa ABAQUS za modeliranje delaminacije, mogu biti korišćene za proizvođenje realnog razvoja oštećenja na mestu udara. Ovo uključuje kombinaciju interface elemenata i tzv. Virtual Crack Closure Technique (VCCT) [97].

U simulaciji udara ptice u neku strukturu postoji interakcija kompleksnih numeričkih zadataka uključujući kontakt, različite modele inicijacije i evolucije oštećenja, otkaz elemenata, modeliranje opterećenja izvršenih tokom udara. ABAQUS/Explicit je bio izabran da se izvedu nelinearne tranzijentne numeričke analize, kako bi se koristila njena velika biblioteka elemenata i materijalnih modela [98].

Jedan od modela konačnog elementa, koristeći softver LS-DYNA, razvijen je da se simulira udar visoke brzine u Kevlar29/Phenolic kompozitnu ploču. On je detaljno predstavljen u [99]. Numeričke analize za model konačnog elementa koristeći LS-DYNA sprovedene su pri brzinama udara čeličnog impaktora od 483, 545 i 586 m/s. Rezultati tih analiza konačnim elementima bili su u dobrom slaganju sa rezultatima testiranja. Ovaj model konačnog elementa takođe je uspešno simulirao progres oštećenja, od inicijalnog modela udara, do finalne penetracije kompozitne ploče.

U [100] istraživana je udar niske brzine u kompozitni materijal koristeći softver LS DYNA. Istraživalo se oštećenje od strane različitih impaktora (lopta, cilindar i konus). Udari su vršeni u kompozitnu ploču od Carbon fiber/Epoxy (redosled slaganja [45/0/-45/90]s) u centar ploče sa brzinom od 6 m/s. Kako bi se ispitaio efekat inklinacije laminirane ploče, tri različita ugla su birana (30°, 45° i 60°). Opterećenja, energija udara, pomeranja i Von Mises naponi su izračunati i reprezentovani grafičkim funkcijama tokom vremena. Konus i cilindar obezbeđuju više udarne sile i pomeranja (velika zona oštećenja). U slučaju ugla udara od 30°, lopta je proizvela veća pomeranja i energiju udara.

U [101] dat je numerički postupak za modeliranje nastajanja međuslojnih delaminacija u višeslojnim kompozitima, koje nastaju udarom nedeformabilnim impaktorom. Kontakt između impaktora i laminata modeliran je korišćenjem kontaktnih elemenata, a kinetička energija udarnog sredstva određena je preko mase i početne brzine istog. Svaki sloj laminata modeliran je zapremnim elementima, a odziv konstrukcije je određen upotrebom tranzijentne dinamičke analize, uz primenu

modifikovane Newmarkove beta metode direktne implicitne integracije. Definisani su mehanizmi nastajanja oštećenja pri različitim načinima opterećenja, kao i rasporedu slojeva laminata. Navedeni su kriterijumi popuštanja, kako generalni (kao Tsai-Wu), koji ne definišu oblik popuštanja već samo iniciraju mogućnost popuštanja materijala; tako i usmereni Hashin-ov trodimenzionalni kriterijum, koji opisuje način popuštanja kompozita. Korišćenjem Hashin-ovog kriterijuma loma matrice, te definisanjem koincidentnih čvorova na spojevima slojeva određene su fizikalne pretpostavke za pojavu delaminacija. Ovi čvorovi su povezani jednačinama u koje ulaze pomeranja čvorova kao nezavisne varijable. Numerički model ugrađen je u program ABAQUS/Standard primenom korisničkih potprograma, čime su proširene mogućnosti samog programa. Razvijeni su algoritmi za prikaz promena površine delaminacije s vremenom, te njihove raspodele po međuslojevima. Efikasnost i tačnost razvijenog numeričkog modela proverena je poređenjem sa eksperimentalnim rezultatima. Izvršena je i parametarska analiza variranjem rasporeda slojeva, kao i mase i brzine impaktora.

Za dinamičku analizu tj. simulaciju udara, osim već pomenutih softverskih paketa, moguće je upotrebiti i Pro/Engineer.

U Prilogu 2 data je numerička analiza kreiranog modela ploče od kompozitnog laminata T300/914 pod dejstvom udarnog (pritisnog) opterećenja od 0.01 MPa.

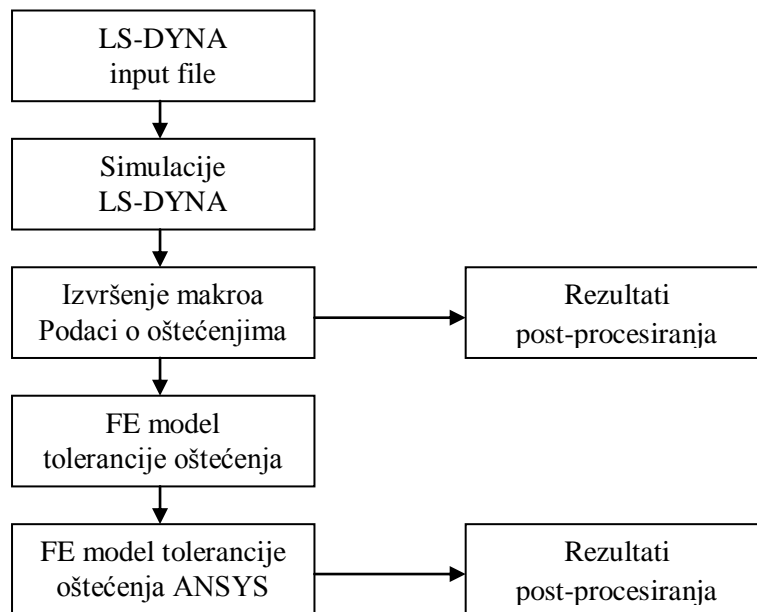
Prilog 3 sadrži numeričku analizu udara u oformljeni model aeroprofila od istog kompozitnog laminata T300/914 (pri pritiskom opterećenju od 10 MPa).

6.10 Alat za procenu udarnog oštećenja strukture

Alati za procenu udarnog oštećenja razvijani su dosta u proteklom periodu. Cilj je imati sredstvo pomoću kog se može relativno tačno odrediti karakter oštećenja nastalog u nekoj strukturi usled udara. Jedan od njih primenljiv na strukture letelice opisan je u delu koji sledi.

Tehnika modeliranja alata procene udarnog oštećenja bila je diktirana zahtevom za brzu procenu punog panela ukrućenog stringera. Delimično modelovanje ne pokriva realni odgovor strukture na savijanje. Dalje, FE modelovanje individualnih slojeva je monotono i analiza je kompjuterski zahtevna. Parametarski alat procene udarnog oštećenja bio je razvijen da se zadovolje gore pomenuti zahtevi. Karakteristike razvijenog alata modelovanja su navedene niže i struktura tog alata data je na slici 6.11:

- Parametarski model reprezentativnog panela krutog stringera
- Pojedinačni sloj elemenata ljuske sa interfejsima bogatim matricom (slika 3.19)
- Modifikovani Hashin kriterijum otkaza u ravni
- Kriterijum delaminacije baziran na transversalnoj deformaciji smicanja
- Matematički definisan impaktor kao čvrsto telo
- Detaljno modeliranje stringera pri udaru
- Mehanizam odvajanja stringera od oplata da se pokrije gubitak krutosti
- Korišćenje komercijalnih kodova, ANSYS, LS-DYNA i LS-Post
- Upotreba odgovarajućih makroa napisanih u C-programskom jeziku
- Prerađena mreža strukture u zoni udara
- Parametarska priroda alata dozvoljava modelovanje ploča ili panela krutog stringera bilo koje dimenzije i od bilo kog materijala [23].

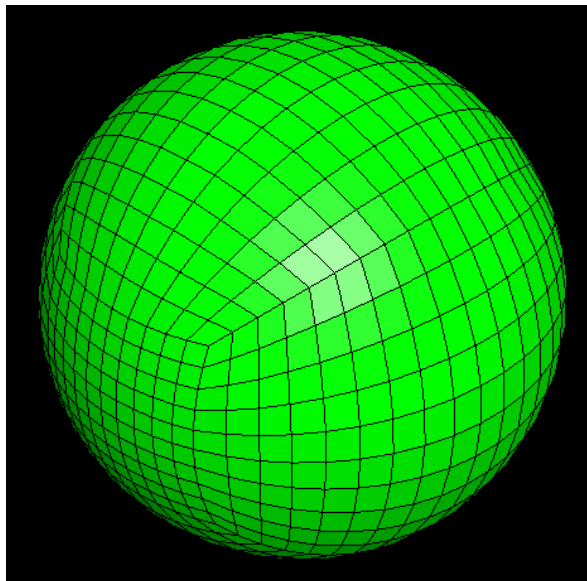


Slika 6.11 Alat za procenu oštećenja structure [23]

7. MODELIRANJE UDARA PROJEKTILA U OJAČANU PLOČU OD KARBONSKOG VLAKNA U PROGRAMU ABAQUS

7.1 Opis i karakteristike modela

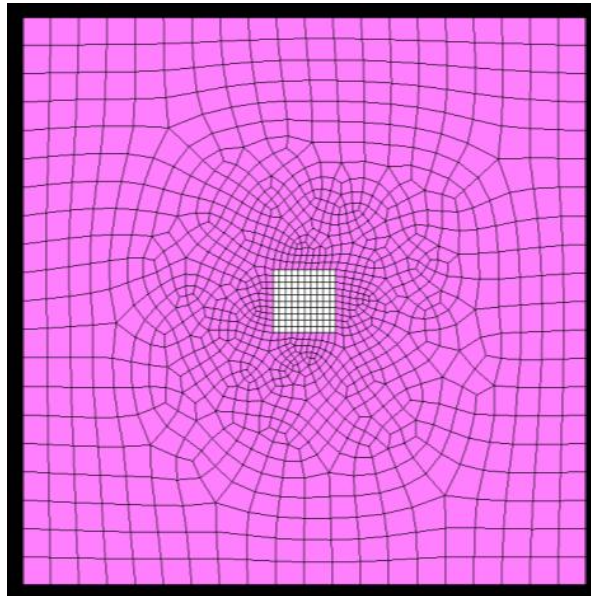
U simulaciji udara, koja će biti opisana, projektil je hladno valjana čelična lopta prečnika 5 mm sa početnom brzinom normalnom na ravan ploče. Ispitivani model prikazan je na slici 7.1. Projektil i ploča su razmatrani kao mreže redukovane integracije prvog reda čvrstih kontinualnih elemenata (C3D8R). Kompozit za ovu simulaciju je ortotropni $[0/90/0]_{3s}$, ukupno ima 18 slojeva debljine po 0.2 mm, koji su posebno modelovani i to sa čvrstim kontinualnim elementima [102].



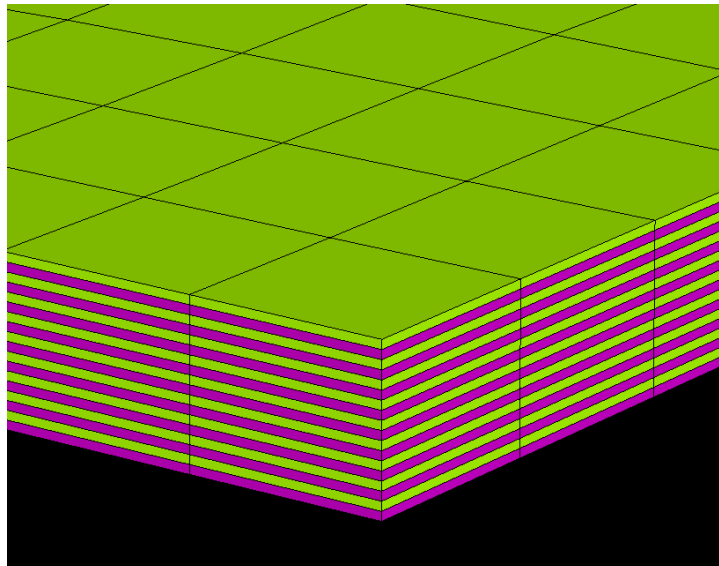
Slika 7.1 Detalj mreže konačnih elemenata primenjen na projektil od čelika oblika lopte [102]

Geometrija ploče podeljena je tako da uključi centralnu lokaciju, koja dozvoljava finiju mrežu primenjenu na lokalnu zonu udara u programu ABAQUS/CAE. Detalji kreiranih mreža korišćeni za projektil i ploču prikazani su na slikama 7.2 i 7.3, respektivno [102].

Opšti algoritam kontakta u velikoj meri pojednostavljuje definiciju kontaktne interakcije. Bilo je potrebno da se navede samo da svaka površina potencijalno može interagovati sa bilo kojom drugom površinom u tom modelu. Da bi se dozvolilo da projektil bude u kontaktu sa pločom, površina je definisana da uključuje sve unutrašnje strane mreže ploče. Ova površina je potom uključena u opštu definiciju kontakta [102].



a)



b)

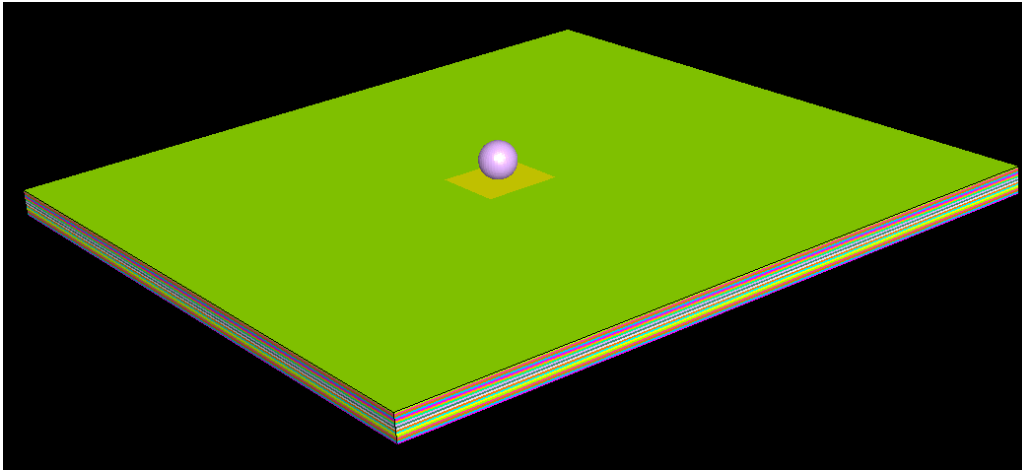
Slika 7.2 Prikaz detalja mreže konačnih elemenata primenjen na kompozitnu ploču:

(a) odozgo, (b) po debljini [102]

Ponašanje jednosmernih ugljeničnih vlakana modelovano je sa korisnički definisanim potprogramom (VUMAT). Osobine materijala lamine od karbonskog vlakna, korišćenog u ispitivanju, date su u tabeli 4. A geometrija modela korišćenog za simulaciju udara u kompozitnu ploču prikazana je na slici 7.3 [102].

Tabela 4. Mehaničke osobine materijala ispitivane lamine od karbonskog vlakna

Young-ov modul E_{11}	235 GPa
Young-ov modul E_{22}	17 GPa
Young-ov modul E_{33}	17 GPa
Poisson-ov koeficijent ν_{12}	0.32
Poisson-ov koeficijent ν_{13}	0.32
Poisson-ov koeficijent ν_{23}	0.45
Young-ov modul G_{12}	4.5 GPa
Young-ov modul G_{13}	4.5 GPa
Young-ov modul G_{23}	2.5 GPa
Napon zatezanja pri otkazu X_{1t}	3900 MPa
Napon pritiska pri otkazu X_{1c}	2400 MPa
Napon zatezanja pri otkazu X_{2t}	111 MPa
Napon pritiska pri otkazu X_{2c}	290 MPa
Napon zatezanja pri otkazu X_{3t}	50 MPa
Napon pritiska pri otkazu X_{3c}	290 MPa
Napon smicanja pri otkazu S_{12}	120 MPa
Napon pritiska pri otkazu S_{13}	137 MPa
Napon pritiska pri otkazu S_{23}	90 MPa



Slika 7.3 Geometrija modela za simulaciju udara u kompozitnu ploču [102]

Hashin kriterijum je naveden za modove otkaza vlakna, dok je Puck kriterijum upotrebljen za modove otkaza matrice. Ovakav pristup je korišćen, jer je dokazano da Puck kriterijum daje bolje predviđanje oštećenja matrice za poprečni udar. Fleksibilnost i funkcionalnost VUMAT-a omogućavaju da se iskoriste modeli oštećenja za određenu aplikaciju.

Specifične relacije za oštećenja vlakana i matrica su sledeće:

Zatezanje vlakna:

$$d = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_{1t}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \quad (7.1)$$

Pritisak vlakna:

$$d = \frac{|\sigma_{11}|}{X_{1c}} \quad (7.2)$$

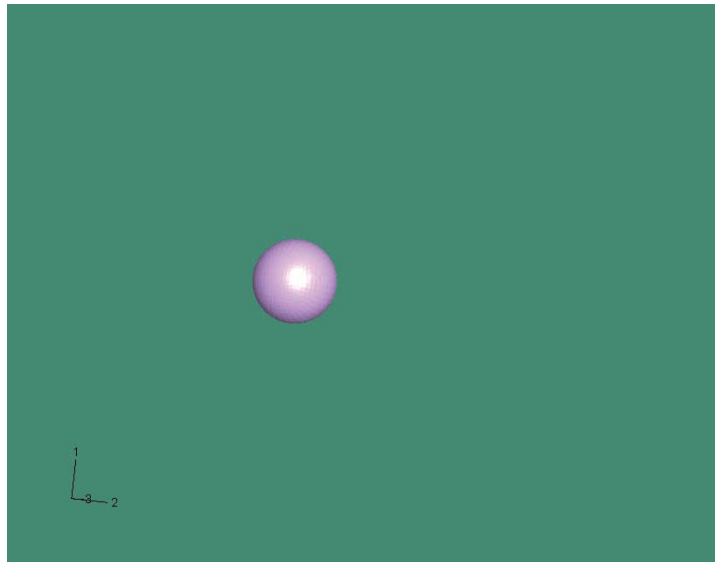
Zatezanje i pritisak matrice:

$$d = \left[\left(\frac{\sigma_{11}}{2X_{1t}} \right)^2 + \frac{\sigma_{22}^2}{|X_{2t} \cdot X_{2c}|} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \right] + \sigma_{22} \left(\frac{1}{X_{2t}} + \frac{1}{X_{2c}} \right) \quad (7.3)$$

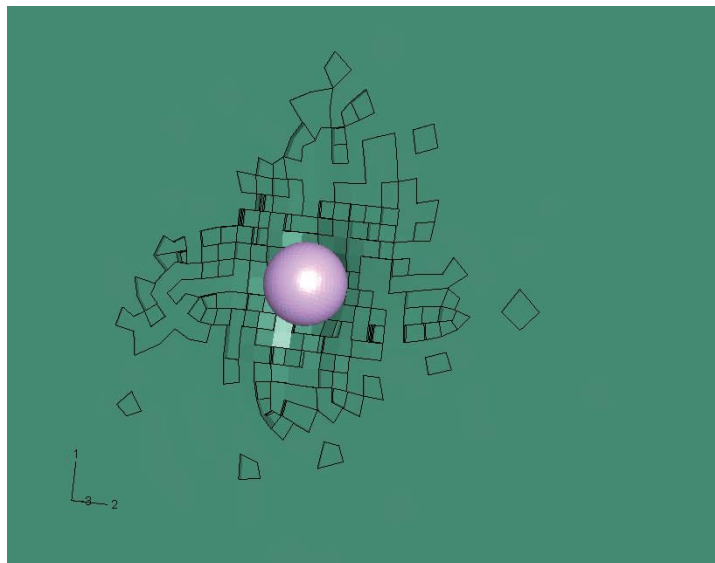
7.2 Rezultati

Prema izloženom u prethodnom delu, izvršena je simulacija opisanog ispitivanja u programu ABAQUS i dobijeni su određeni rezultati. Na narednoj slici (slika 7.4)

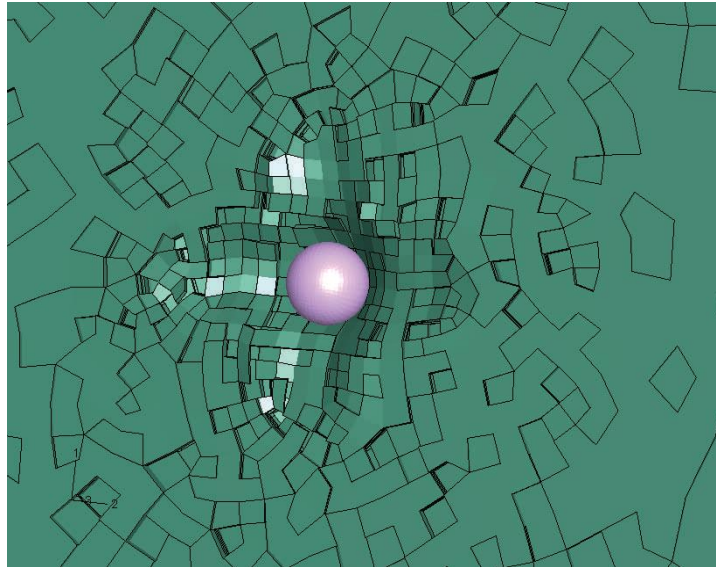
predstavljani su rezultati izvršenog simulacionog ispitivanja udara u kompozitnu ploču, i to redom po fazama (1-6) [102].



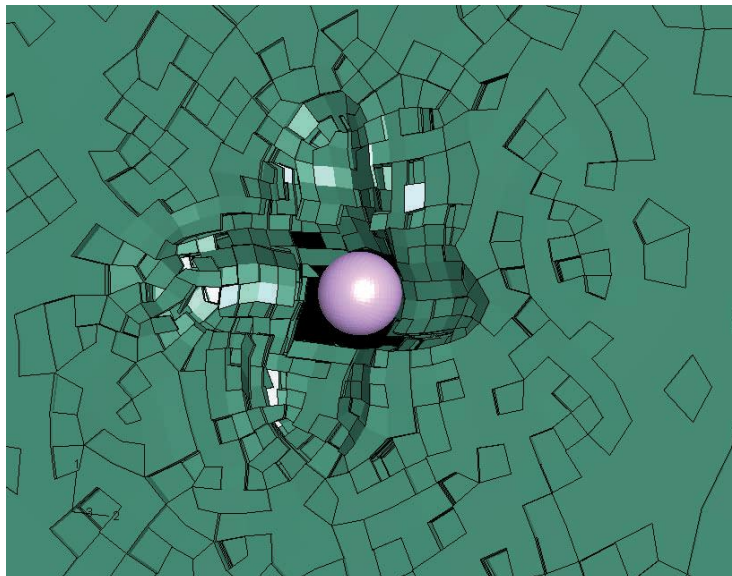
1) faza



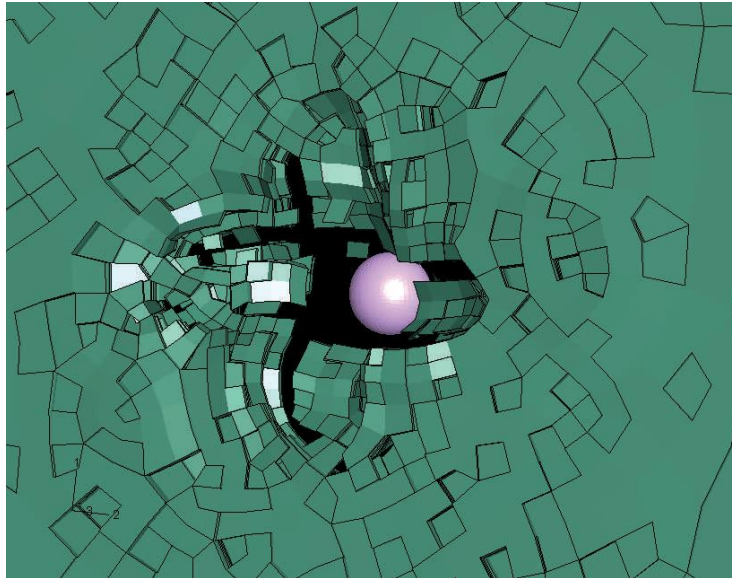
2) faza



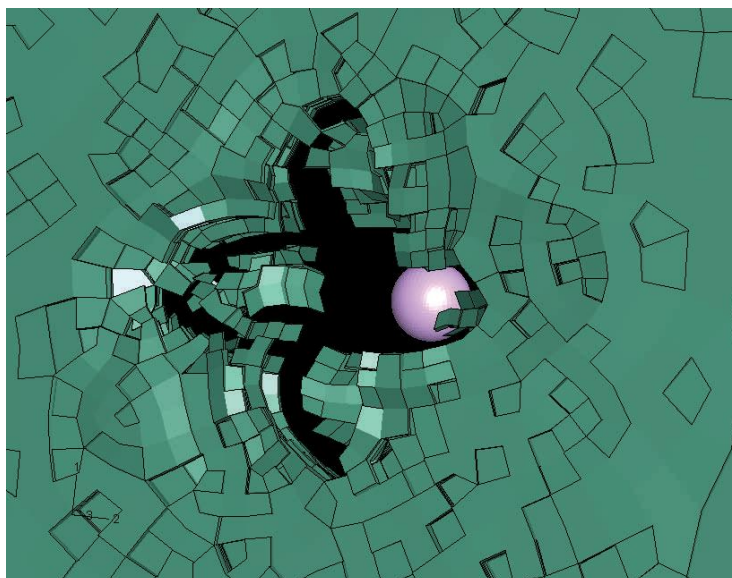
3) faza



4) faza



5) faza



6) faza

Slika 7.4 Prikaz udara (po fazama) čelične lopte u kompozitnu ploču od unidirekcionalnog vlakna [102]

8. ZAKLJUČAK

Na osnovu svega predstavljenog u ovoj disertaciji, moguće je reći sledeće i izvesti određene zaključke.

Laminirani kompoziti su tehnički materijali novije generacije, koji se mnogo koriste u savremenim strukturama. Odlikuju se brojnim prednostima u odnosu na konvencionalne materijale, a najvažnije od njih su: visoka specifična čvrstoća i krutost, dobre performanse na zamor i otpornost na koroziju. Ozbiljna prepreka njihovom sve većem korišćenju u modernim strukturama predstavlja osetljivost na udar i statičko opterećenje u pravcu debljine.

Modeliranje udara i udarnog oštećenja u kompozitnim laminatima vrlo je složeno, zahtevno i obimno. Formirani modeli uspešno (ili sa određenim odstupanjem) aproksimiraju realan problem oštećenja usled udara u nekoj strukturi od kompozitnog laminata. Uopšte, karakterizacija nastalih oštećenja može biti izvedena analitički, eksperimentalno i numerički.

Suštinski cilj u projektovanju i održavanju letelica i uopšte avio industriji je skraćenje procesa nalaženja oštećenja, određivanje preostale čvrstoće ugrožene strukture i konačno autorizacija leta. Jedan od pogodnih pristupa za to je analiza konačnim elementima, kako bi se na taj način simuliralo ponašanje kompozitnih struktura pod dejstvom udarnog opterećenja. Razvoj FEM simulacija udarnih fenomena varira, od onih na kompozitnoj ploči do delova i sklopova struktura letelica.

Savremeni softveri, kao što su ABAQUS, LS-DYNA itd. mogu se koristiti za izvođenje simulacije udara u strukture od kompozitnih laminata. Dobijeni rezultati treba da verodostojno odražavaju uslove ispitivanja u određenim realnim strukturama. Ipak, konačna potvrda tačnosti istih mora biti proverena i dokazana eksperimentalno. Objašnjenja i analize postojećih i formiranje novih modela udarnih oštećenja upotpunjuju suštinsko razumevanje udara, karakterizaciju tog fenomena i tako nastalih oštećenja u određenoj strukturi. Sve to skupa ima veliki značaj u projektovanju, ali i održavanju laminatnih kompozitnih struktura.

U ovom radu dat je pregled postojećih modela, koji razmatraju efekat udara u određenu kompozitnu laminatnu strukturu. Kvantitativno i kvalitativno tako nastala oštećenja razlikuju se za male i velike brzine udara. Navedene su specifične

karakteristike, ograničenja i primene istih modela. Pored toga, razvijeni su određeni modeli za udarna oštećenja i date su karakteristike istih. Takođe, izvršene su i simulacije dejstva udara u neku kompozitnu strukturu, u sofisticiranim softverskim paketima i predstavljeni su dobijeni rezultati.

Posebno je razmatran balistički udar u određenu kompozitnu strukturu. Objašnjeni su mehanizmi oštećenja, tj. penetracija i apsorpcija energije pri jednom takvom procesu. Prikazana su i oštećenja u kompozitnim laminatima, koja se javljaju posebno pri udarima velikih brzina.

U tezi je opisan program MATLAB, sa svojim specifičnostima i oblastima primene. Ovaj softver se može dosta uspešno koristiti za proračun i analizu određenih karakteristika kompozitnih laminata. Dat je razvijeni programski kod iz tog softvera za određivanje takozvanih A, B i D matrica (tj. matrica krutosti) i predstavljene su njihove vrednosti za AS/3501 kompozitni laminat.

Rad detaljno razmatra numeričko modeliranje dinamičkih događaja, udar i tranzijentnu dinamičku analizu. Date su i izvedene jednačine za prikaz dinamike udara, sa objašnjenjem pod kojim uslovima one važe. Suštinske karakteristike istog fenomena takođe su naglašene.

Navedene su i date jednačine za dva pristupa formiranja mreže konačnih elemenata: Lagrangian i Eulerian, kao i kombinovani tj. Lagrangian-Eulerian, zajedno sa karakteristikama pri analizi udara. Obrazložene su prednosti, ali i nedostaci tih pristupa. Istaknuto je da se ABAQUS-Explicit kompjuterski kod sa konačnim elementima može koristiti za analizu dinamičkih problema, kada nastaje velika deformacija, kao što je to udar visoke brzine. Dato je da se osnovna jednačina udara rešava eksplicitno ili implicitno, sa objašnjenjem osobina obe metode.

Opisani su i objašnjeni već postojeći modeli udara po Abrate-u. Postoje dve kategorije tih modela, oni sa jednim i sa dva stepena slobode. Za te modele navedeni su i parametri od kojih oni direktno zavise. Pridodati su i već postojeći modeli kompozitnih materijala razvijeni u specijalizovanom softveru LS-DYNA.

Predstavljeni su i „mesoscale“ teorija oštećenja kompozitnog laminata sa vektorima napona i deformacija u ravni. Uz to diskutovano je i opšte modeliranje udara u tekstilnu kompozitnu strukturu. U najvažnijim crtama dato je i modelovanje udara u laminat preko parametara i funkcije oštećenja, sa obrazloženjem istih. Pored toga,

prikazan je i interlaminarni model oštećenja i kriterijum koji određuje nastanak delaminacije.

Analizirani su i poređeni ostali nivoi posmatranja problema udara u određenu vazduhoplovnu kompozitnu strukturu (odnosno „microscale“ i „macroscale“). Istaknute su shodno tome osobenosti i opsezi primene navedenih skala.

U radu je takođe dat opis modeliranja udara čeličnog projektila oblika lopte u ojačanu ploču od karbonskog vlakna, i to u specijalizovanom programu ABAQUS. Predstavljena je mreža konačnih elemenata impaktora i strukture izložene udaru, definisan kontakt, kao i kriterijumi otkaza. Prikazani su rezultati simulacije (postepeno po fazama), iz kojih se jasno vidi koji delovi strukture su najviše ugroženi (dejstvom udarnog opterećenja), odnosno gde će doći do pojave najvećih deformacija i posledično tome oštećenja (eventualno čak i loma na ispitivanoj strukturi).

Doktorska teza prikazuje izvršene numeričke analize modela ploče i aeroprofila od kompozitnog laminata T300/914, pod dejstvom određenog pritiskog (udarnog) opterećenja, u softveru Pro/Engineer. Urađena je i predstavljena grafički simulacija dinamičke analize (tj. udara) i dati su rezultati za: napone, pomeranja, deformacije, energije deformacije. Iz njih se jasno uočavaju najkritičnije zone u pogledu nastanka oštećenja, i eventualno pojave loma na ispitivanoj laminatnoj strukturi.

U nastojanju da se potpuno predvidi i analizira nastalo udarno oštećenje, evidentno je da postoji mnogo problema, zbog kompleksnosti faktora koji na njega utiču. I pored brojnih unapređenja postojeći modeli ne uspevaju da odrede kompletno efekte udara u neku strukturu i njegove posledice. Ipak, zadatak za buduće modele, koji su u fazi razvoja ili će se naknadno razviti, jeste da se oni više približe realnim okolnostima, tj. tačnije (realnije) karakterišu udarno oštećenje u određenoj strukturi i njegove parametre na preostalu nosivost i bezbednost te iste strukture.

LITERATURA

- [1] B. N. Krutop: Effect of Impact Damage and Subsequent Fatigue Damage Development in Carbon Fibre Polymer Composites for Aircraft, Master Thesis, Cranfield University, 2007.
- [2] K. A. Brown: Finite Element Modeling of the Static and Dynamic Impact Behavior of Thermoplastic Composite Sandwich Structures, Doctor Thesis, The University of Nottingham, 2007.
- [3] R. B. Othman: Finite Element Analysis of Composite Ballistic Helmet Subjected to High Velocity Impact, Universiti Sains Malaysia, Master Thesis, 2009.
- [4] D. Kreculj, B. Rašuo: Impact Problem on Aircraft Constructions from Composite Materials, Technics No. 6, Mechanical Engineering, pp. 1-8, Belgrade, 2009.
- [5] D. Kreculj: Stress Analysis in a Unidirectional Carbon/Epoxy Composite Material, FME Transactions, Vol. 36 No. 3, pp. 127-132, Faculty of Mechanical Engineering, Belgrade, 2008.
- [6] D. Zheng: Low Velocity Impact Analysis of Composite Laminated Plates, Doctor Dissertation, The University of Akron, 2007.
- [7] E. Erbil: Impact Loading in Laminated Composites, Master Thesis, Dokuz Eylül University, 2008.
- [8] B. Rašuo: Experimental Techniques for Evaluation of Fatigue Characteristics of Laminated Constructions from Composite Materials: Full-Scale Testing of the Helicopter Rotor Blades, Journal of Testing and Evaluation (JTE), ASTM International, Volume 39 Issue 2, Pages 237-242, March 2011.
- [9] C. V. Singh: Multiscale Modeling of Damage in Multidirectional Composite Laminates, Doctor Thesis, Texas A&M University, 2008.
- [10] Z. Vasić, Z. Petrović: Savremeni kompozitni materijali u projektovanju i proizvodnji vazduhoplovnih konstrukcija, Istraživanja i projektovanja za privredu V7/4, Beograd, 2009.
- [11] P. Bourke: Ballistic Impact on Composite Armour, Doctor Thesis, Cranfield University, 2007.
- [12] B. Rašuo: Tehnologija proizvodnje letelica, Mašinski fakultet Univerzitet u Beogradu, Beograd, 1995.

- [13] S. A. Sabet: Investigation of Multi-Scale Modeling Strategies to Simulate High Velocity Impact Damage, Universität Stuttgart, Master Thesis, 2010.
- [14] G. A. O. Davies, R. Olsson: Impact on Composite Structures, The Aeronautical Journal, 2004.
- [15] C. Menna, D. Asprone, G. Caprino, V. Lopresto, A. Prota: Numerical Simulation of Impact Tests on GFRP Composite Laminates, International Journal of Impact Engineering, 2011.
- [16] A. Birur, Time-Dependent Damage Evolution in Multidirectional Polymer Composite Laminates, Master Thesis, Department of Mechanical and Manufacturing Engineering, University of Manitoba, Canada, 2008.
- [17] E. Nilsson: Residual Strength Prediction of Composite Laminates Containing Impact Damage, Master Thesis, Linköping University, 2005.
- [18] A. R. Brindle: Predicting the Damage Tolerance of Carbon Fibre Coupons Based on Impact Response, Master Thesis, Cranfield University, 2007.
- [19] C. Bouvet, S. Rivallant, J. J. Barrau: Modelling of Impact Damage and Permanent Indentation on Laminate Composite Plate, 14th European Conference on Composite Materials, Budapest, 2010.
- [20] K. Williams, A. Floyd, R. Vaziri, A. Poursartip: Numerical Simulation of In-Plane Damage Progression in Laminated Composite Plates, ICCM, 1999.
- [21] A. Malhotra, F. J. Guild, M. J. Pavier: Damage Tolerance of Composite Laminate Subjected to Edge Impact, University of London, University of Bristol, Imperial College London, 2008.
- [22] M. Quaresimin, M. Ricotta, L. Martello, M. Stefano: Energy Absorption in Composite Laminates Under Impact Loading, Composites Part B, Volume 44, pp. 133-140, Elsevier, 2013.
- [23] S. P. Rajbhandari, M. L. Scott, R. S. Thomson, D. Hachenberg: An Approach to Modelling and Predicting Impact Damage in Composite Structures, ICAS Congress, 2002.
- [24] S. Maksimović, I. Ilić: Analiza čvrstoće mehaničkih spojeva vijcima kompozitnih ploča, Integritet i vek konstrukcija, Vol. 8 Br. 1, str. 23-30, Beograd, 2008.
- [25] S. Abrate: Impact on Composite Structures, Cambridge University Press, 2005.

- [26] R. Tiberkak, M. Bachene, S. Rechak, B. Necib: Damage Prediction in Composite Plates Subjected to Low Velocity Impact, *Composite Structures* 83, 73–82, 2008.
- [27] D. R. Motley: Analysis of Low Velocity Impact on Pultruded Fiber Reinforced Polymer Plates, Master Thesis, Faculty of North Carolina, Raleigh, 2002.
- [28] M. Ilyas: Damage Modeling of Carbon Epoxy Laminated Composites Submitted to Impact Loading, Doctor Thesis, Toulouse, 2010.
- [29] R. Vignjević, N. Đorđević: Modelling of High Velocity Impact on Carbon Fibre Composite Materials, *Scientific Technical Review*, Vol. 60 No. 3-4, pp. 3-8, Military Technical Institute, Belgrade, 2010.
- [30] Q. Wang, Z. Chen, Z. Chen: Design and Characteristics of Hybrid Composite Armor Subjected to Projectile Impact, *Materials & Design*, Volume 46, Pages 634-639, April 2013.
- [31] F. Ehrich, L. Iannucci, J. Ankersen, M. Fouinneteau: A 2D Damage Model for Impact on Pre-Stressed Composite Plates, 16th International Conference on Composite Structures, Porto, 2011.
- [32] S. Roy, F. K. Chang: Modeling Impact Induced Damage and its Effects for Laminated Composite Structures, Stanford University, 2009.
- [33] S. Abrate: Ballistic Impact on Composites, 16th International Conference on Composite Materials, Kyoto, 2007.
- [34] A. Johnson: Impact and Crash Modelling of Composite Structures: A Challenge for Damage Mechanics, ECCM, Munich, 1999.
- [35] P. Qiao, M. Yang, F. Bobaru: Impact Mechanics and High-Energy Absorbing Materials: Review, University of Nebraska – Lincoln, 2008.
- [36] T. Tippetts, F. M. Hemez: Non-Linear Models of Composite Laminates, IMAC: Conference and Exposition on Structural Dynamics, Orlando, 2005.
- [37] J. Laliberté, C. Poon, P. Straznicky: Numerical Modelling of Low-Velocity Impact Damage in Fibre-Metal-Laminates, 23rd ICAS Congress, Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Toronto, 2002.
- [38] U. Farooq, K. Gregory: Theoretical and Computational Modelling of Pseudo-Damage Induced Approach for Failure Prediction of Low Velocity Impact on Fibrous Composite Panels, *European Journal of Scientific Research*, ISSN 1450-216X Vol. 24 No. 2, pp. 197-210, 2008.

- [39] F. Collombet, J. Bonini, J. L. Lataillade: International Journal for Numerical Methods in Engineering, Volume 39 Issue 9, pp. 1491–1516, 1996.
- [40] H. Y. Choi, F. K. Chang: A Model for Predicting Damage in Graphite/Epoxy Laminated Composites Resulting from Low-Velocity Point Impact, Journal of Composite Materials, Vol. 26 No. 14, pp. 2134-2169, 1992.
- [41] Z. Guan, C. Yang: Low-Velocity Impact and Damage Process of Composite Laminates, Journal of Composite Materials, Vol. 36 No. 7, pp. 851-871, 2002.
- [42] A. M. Amaro, P. N. B. Reis, M. F. S. F. de Moura, M. A. Neto: Influence of Multi-Impacts on GFRP Composite Laminates, Composites Part B: Engineering, April 2013.
- [43] R. Talreja: Multi-Scale Modeling in Damage Mechanics of Composite Materials, Journal of Materials Science, Vol. 41, pp. 6800-6812, 2006.
- [44] C. Soutis, P. W. R. Beaumont: Multi-Scale Modelling of Composite Material Systems, Woodhead Publishing Limited, Cambridge, 2005.
- [45] M. Dinulović: Razvoj metodologije popravke oštećenja kompozitnih struktura na osnovu analize lokalnog naponsko-deformacionog stanja, Doktorska disertacija, Mašinski fakultet Beograd, 2008.
- [46] P. Maimi, P. P. Camanho, J. A. Mayugo, C. G. Davila: A Continuum Damage Model for Composite Laminates: Part I – Constitutive Model, Mechanics of Materials 39, 2007.
- [47] I. M. Daniel: Failure of Composite Materials, Northwestern University, Evanston, 2008.
- [48] J. E. Callahan: Analysis of Composite Helmet Impact by the Finite Element Method, Master Thesis, Blacksburg, 2011.
- [49] I. Smojver: Mehanika kompozitnih materijala, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2007.
- [50] G. A. O. Davies, R. Olsson: Impact on Composite Structures, The Aeronautical Journal 108, pp. 541-563, London, 2004.
- [51] L. Zhu: Multiscale High Strain Rate Models for Polymer Matrix Composites, Doctor Thesis, Arizona State University, 2006.

- [52] M. H. Malik, A. F. M. Arif, F. A. Al-Sulaiman, Z. Khan: Impact Resistance of Composite Laminate Flat Plates – A Parametric Sensitivity Analysis Approach, *Composite Structures*, Volume 102, Pages 138–147, 2013.
- [53] A. Forghani, R. Vaziri: Computational Modeling of Damage Development in Composite Laminates Subjected to Transverse Dynamic Loading, *Journal of Applied Mechanics*, Volume 76 Issue 5, *Advances in Impact Engineering*, 2009.
- [54] J. Lee, C. Kong, C. Soutis: Modelling of Low Velocity Impact Damage in Laminated Composites, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 19 No. 4, pp. 947-957, 2005.
- [55] M. V. Donadon, L. Iannucci, B. G. Falzon, J. M. Hodgkinson, S. F. M. de Almeida: A Progressive Failure Model for Composite Laminates Subjected to Low Velocity Impact Damage, *Computers & Structures*, Volume 86 Issues 11–12, Pages 1232–1252, June 2008.
- [56] T. H. N. Serena: Modeling Damage in Composites Using the Element-Failure Method, Doctor Thesis, National University of Singapore, 2005.
- [57] F. Alamgir: Issues on Finite Element Modeling of Laminated Composite Structures, The University of Texas, Arlington, 2011.
- [58] E. Arévalo, C. González, F. Gálvez, J. L. Lorca: Modelling Low Velocity Impact in Carbon/Epoxy Laminates, 23rd International Symposium on Ballistics, Tarragona, 2007.
- [59] M. F. S. F de Moura, A. T. Marques: Prediction of Low Velocity Impact Damage in Carbon-Epoxy Laminates, *Composites Part A* 33, pp. 361-368, 2002.
- [60] I. Smojver, D. Ivančević: Bird Strike Damage Analysis in Aircraft Structures Using ABAQUS/Explicit and Coupled Eulerian Lagrangian Approach, *Composites Science and Technology* 71, pp. 489–498, 2011.
- [61] D. Čukanović, A. Radaković, M. Živković: Ispitivanje delaminacije laminatnih kompozitnih materijala primenom numeričkih metoda, Projekat Ministarstva za nauku i tehnološki razvoj Republike Srbije – Razvoj softvera za eksplicitnu nelinearnu dinamičku analizu TR1, 2010.
- [62] I. Smojver, D. Ivančević: Hybrid Approach in Bird Strike Damage Prediction on Aeronautical Composite Structures, *Composites Structures* 94, pp. 15–23, 2011.

- [63] D. Chakraborty, M. Kumar: Response of Laminated FRP Composites under Multiple Impact Loading, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 24 No. 14, pp. 1457-1477, 2005.
- [64] N. K. Naik, Y. C. Sekher: Damage in Laminated Composites Due to Low Velocity Impact, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 17 No. 14, pp. 1232-1263, 1998.
- [65] J. Wang: Prediction of Post-Impact Compressive Strength of Composite Laminates Using an Inhomogeneity Model, *Journal of Composite Materials*, Vol. 33 No. 24, pp. 2226-2247, 1999.
- [66] D. Chakraborty: Delamination of Laminated Fiber Reinforced Plastic Composites Under Multiple Cylindrical Impact, *Materials and Design* 28, pp. 1142-1153, 2007.
- [67] Y. Shi, T. Swait, C. Soutis: Modelling Damage Evolution in Composite Laminates Subjected to Low Velocity Impact, *Composite Structures*, Volume 94 Issue 9, Pages 2902–2913, September 2012.
- [68] F. J. Guild, M. El-Habti, P. J. Hogg: Ballistic Impact of Composite Laminates: Experiments and Simulations, 16th International Conference on Composite Materials. Kyoto, 2007.
- [69] U. Farooq, K. Gregory: Global and Local Buckling Simulation of Fibrous Composite Panels after Low Velocity Impact of Variable Shape Impactors, *European Journal of Scientific Research*, Vol. 25 No. 3, pp. 384-395, 2009.
- [70] D. Ghelli: Some Issues Concerning the Dynamic Response and Damage of Composite Laminates Subjected to Low Velocity Impact, Doctor Thesis, The University of Bologna, Bologna, 2009.
- [71] F. Monaco, A. De Fenza, G. Petrone, M. Fabbriatore, F. Abdi, F. Ricci: Low Velocity Impact Analysis on an Unidirectional Laminate Composite, *International Conference on Mechanics of Nano, Micro and Macro Composite Structures*, Politecnico di Torino, 2012.
- [72] R. C. Batra, G. Gopinath, J. Q. Zheng: Damage and Failure in Low Energy Impact of Fiber-Reinforced Polymeric Composite Laminates, *Composite Structures* 94, pp. 540-547, 2012.

- [73] M. P. Flanagan, M. A. Zikry, J. W. Wall, A. El-Shiekh: An Experimental Investigation of High Velocity Impact and Penetration Failure Modes in Textile Composites, *Journal of Composite Materials*, pp. 1080-1103, 1999.
- [74] R. L. Ellis: Ballistic Impact Resistance of Graphite Epoxy Composites With Shape Memory Alloy and Extended Chain Polyethylene Spectra™ Hybrid Components, Master Thesis, The Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 1996.
- [75] B. Rašuo: An Experimental Methodology for Evaluating Survivability of an Aeronautical Constructions from Composite Materials: An Overview, *International Journal of Crashworthiness*, Volume 12 Issue 1, Pages 9-15, London, 2007.
- [76] M. A. G. Silva, C. Cismaşiu, C. G. Chiorean: Ballistic Simulation of Impact on Composite Laminates, *Proceedings of the International Conference Constructions*, Volume 2, pp. 139-146, 2003.
- [77] J. Jovicic, A. Zavaliangos, F. Ko: Modeling of the Ballistic Behavior of Gradient Design Composite Armors, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Volume 31 Issue 8, Pages 773-784, 2000.
- [78] www.mathworks.com.
- [79] C. A. Royas: Structural Analysis of Fiber Reinforced Composite Materials, Master Thesis, The University of Texas, Arlington, 2006.
- [80] J. Jovicic: Numerical Modeling and Analysis of Static and Ballistic Behavior of Multi-layered/Multiphase Composite Materials Using Detailed Microstructural Discretization, Doctor Thesis, Drexel University, 2003.
- [81] C. Sosa, S. Phaneendra, J. Munoz: Modelling of Mixed Damage on Fibre Reinforced Composite Laminates Subjected to Low Velocity Impact, *International Journal of Damage, Mechanics*, 2012.
- [82] R. Amid: Energy Absorption of Composite Materials under High Velocity Impact, Master Thesis, Ryerson University, Toronto, 2003.
- [83] S. R. Reid, G. Zhou: Impact Behavior of Fibre-Reinforced Composite Materials and Structures, Published by Woodhead Publishing Limited, Cambridge, 2000.
- [84] A. Johnson: Influence of Delamination on Impact Damage in Composite Structures, German Aerospace Center (DLR), Stuttgart, 2003.

- [85] S. Kazemahvazi: Impact Loading of Composite and Sandwich Structures, Doctoral Thesis, Stockholm, 2010.
- [86] R. Olsson, R. Juntikka, L. E. Asp: High Velocity Hail Impact on Composite Laminates – Modelling and Testing, Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures, Solid Mechanics and Its Applications, Volume 192, pp. 393-426, 2013.
- [87] V. Lopresto, G. Caprino: Damage Mechanisms and Energy Absorption in Composite Laminates Under Low Velocity Impact Loads, Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures, Solid Mechanics and Its Applications, Volume 192, pp. 209-289, 2013.
- [88] M. R. Karim: Constitutive Modeling and Failure Criteria of Carbon-Fiber Reinforced Polymers Under High Strain Rates, Doctor Dissertation, The Graduate Faculty of The University of Akron, 2005.
- [89] K. Ogi, S. Yashiro: A Characterization Study on High Speed Impact Damage in CFRP Laminates, Ehime University, Japan, 2009.
- [90] Z. Aslan: Behavior of Laminated Composite Structures Subjected to Low Velocity Impact, Doctor Thesis, Dokuz Eylül University, Izmir, 2002.
- [91] D. Marinković, H. Köppe, U. Gabbert: Numerically Efficient Finite Element Formulation for Modeling Active Composite Laminates, Mechanics of Advanced Materials and Structures, Volume 13 Number 5, pp. 379-392, 2006.
- [92] S. Abrate: Impact Engineering of Composite Structures, Cambridge University Press, Springer, Udine, 2011.
- [93] L. Maio, E. Monaco, F. Ricci, L. Lecce: Simulation of Low Velocity Impact on Composite Laminates with Progressive Failure Analysis, Composite Structures, Volume 103, Pages 75-85, 2013.
- [94] T. Tippetts: Modeling Impact Damage in Laminated Composite Plates, Doctor Thesis, Imperial College London, 2010.
- [95] S. Roy, C. Larrosa, F. Chang: Developing an Interface with ABAQUS for Analysis of Impact Damage in Laminated Composites, Stanford University, 2009.
- [96] C. G. Fountzoulas, B. A. Cheeseman, P. G. Dehmer and J. M. Sands: A Computational Study of Laminate Transparent Armor Impacted by FSP, 23rd International Symposium on Ballistics, Tarragona, Spain, 2007.

- [97] S. J. Lord, M. F. Ngah: On the Modelling of Impact Damage Growth in Composite Structures, European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), 2005.
- [98] I. Smojver, D. Ivančević: Numerical Modelling of Impact Damage in Multi-Material Airplane Structure, Proceedings of the 17th International Conference on Composite Materials (ICCM-17), Edinburgh, 2009.
- [99] J. H. Ahn, K. H. Nguyen, Y. B. Park, J. H. Kweon, J. H. Choi: A Numerical Study of the High-Velocity Impact Response of a Composite Laminate Using LS-DYNA, International Journal of Aeronautical and Space Sciences (IJASS), Vol. 11, pp. 221-226, 2010.
- [100] D. B. Maamar, R. Zenasni, A. Hebbar, J. V. Olay: Finite Element Modeling of Composite Materials Subjected to the Low Velocity Impact Damage, American Journal of Materials Science, p-ISSN: 2162-9382; 3 (1): pp. 1-7, 2013.
- [101] I. Smojver: Delaminacija višeslojnih kompozitnih materijala pod djelovanjem poprečnog udarnog opterećenja, Doktorska disertacija, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 1999.
- [102] Projectile Impact on a Carbon Fiber Reinforced Plate, Abaqus Technology Brief TB-06-CRP-1, DSS Simulia, 2007.

PRILOZI

Prilog 1

MATLAB kod za proračun A, B i D matrica kompozitnog laminata AS/3501

```
% ABD matrice AS/3501
```

```
nplies = 3
```

```
thetadt = [0 45 0]; % uglovi sloja u stepenima od vrha
```

```
thetadb = flipr(thetadt); % uglovi sloja u stepenima od dna
```

```
h_ply = 0.0005; % metri
```

```
h = nplies * h_ply;
```

```
for i = 1 : nplies;
```

```
    zbar(i) = -(h + h_ply)/2 + i*h_ply;
```

```
end;
```

```
% Mehaničke karakteristike sloja (AS/3501)
```

```
E1 = 138.0e9; %Pa
```

```
nu12 = 0.30;
```

```
E2 = 9.0e9; %Pa
```

```
G12 = 6.9e9; %Pa
```

```
nu21 = nu12 * E2 / E1;
```

```
% Q matrica (coordinate materijala)
```

```
Q11 = E1 / (1 - nu12 * nu21);
```

```
Q12 = nu12 * E2 / (1 - nu12 * nu21);
```

```
Q22 = E2 / (1 - nu12 * nu21);
```

```
Q66 = G12;
```

```
Q = [ Q11 Q12 0; Q12 Q22 0; 0 0 Q66];
```

```

% Qbar matrice
for i = 1 : nplies;
    theta = thetadb(i) * pi / 180; % ugao sloja u radijanima (od dna)
    m = cos(theta);
    n = sin(theta);
    T = [ m^2 n^2 2*m*n; n^2 m^2 -2*m*n; -m*n m*n (m^2 - n^2)];
    Qbar = inv(T) * Q * (inv(T));

% ABD matrice
A = zeros(3,3);
B = zeros(3,3);
D = zeros(3,3);
A = A + Qbar * h_ply;
B = B + Qbar * h_ply * zbar(i);
D = D + Qbar * (h_ply * zbar(i)^2 + h_ply^3 / 12);
end

A
B
D
    
```

Tabela A. Mehaničke osobine kompozitnog laminata AS/3501

Mehanička osobina (jedinica mere)	Vrednost
E ₁₁ (GPa)	138
E ₂₂ (GPa)	8.96
G ₁₂ (GPa)	7.1
ν ₁₂	0.3
ρ (kg/m ³)	1600
X _T (MPa)	1447
X _C (MPa)	1447
Y _T (MPa)	51.6
Y _C (MPa)	206

Prikaz rezultata

nplies =

3

A =

1.0e+007 *

6.9407	0.1358	0
0.1358	0.4527	0
0	0	0.3450

B =

1.0e+004 *

3.4704	0.0679	0
0.0679	0.2263	0
0	0	0.1725

D =

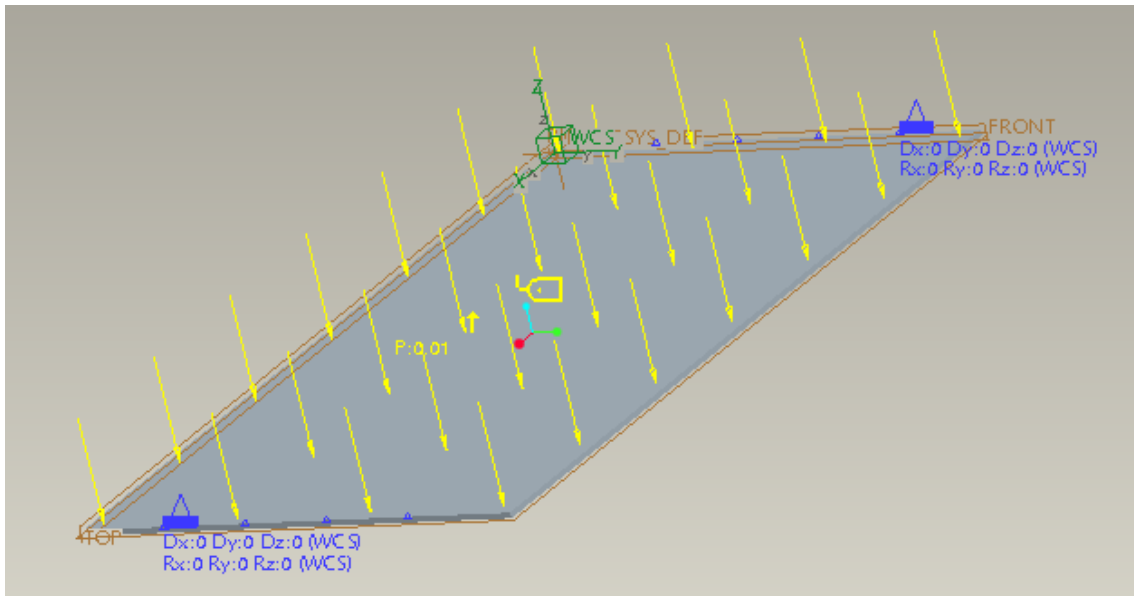
18.7978	0.3678	0
0.3678	1.2259	0
0	0	0.9344

Prilog 2

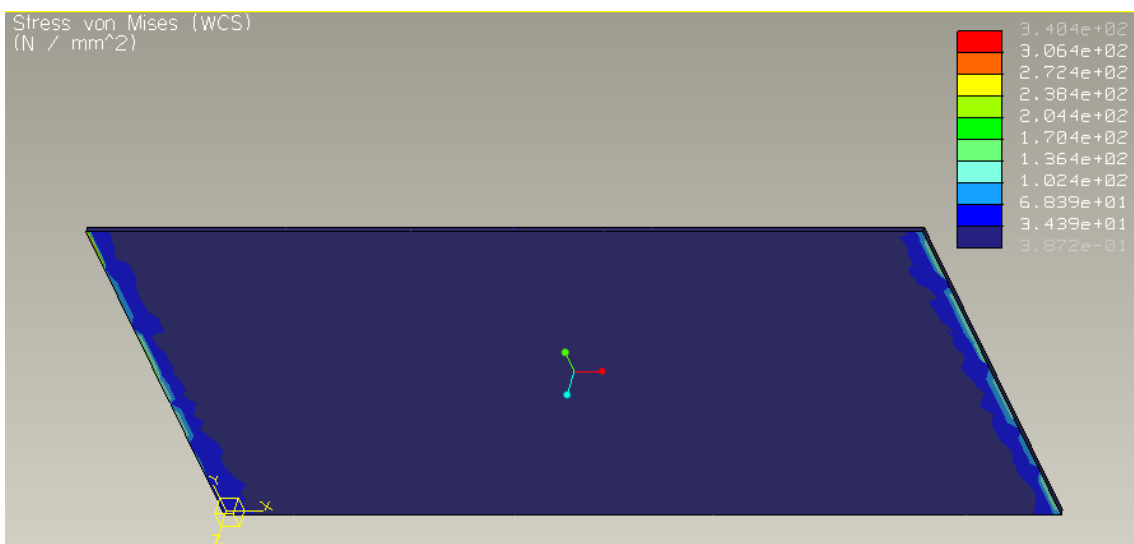
Numerička analiza ploče od kompozitnog laminata T300/914 pod dejstvom pritisknog opterećenja (0.01 MPa) u programu Pro/Engineer

Dinamička analiza

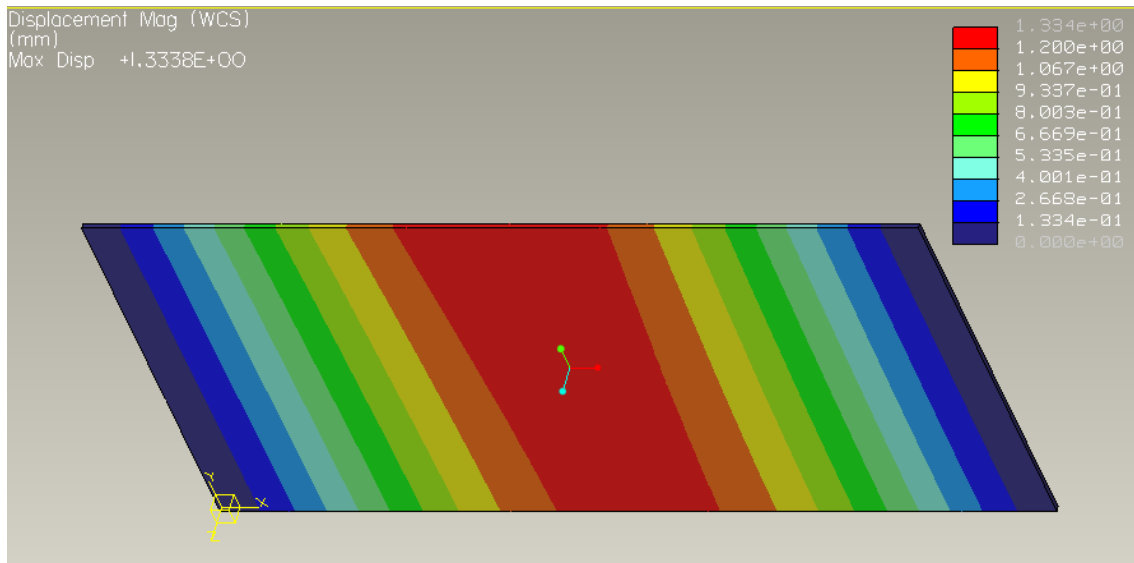
Udar



Slika A. Model; granični uslovi, opterećenja



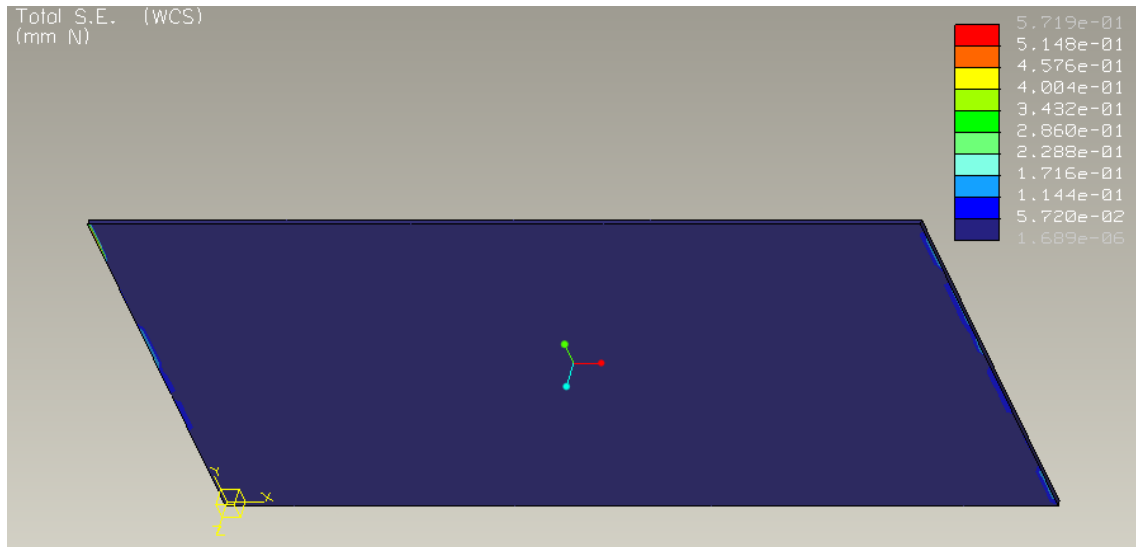
Slika B. Naponi (von Mises)



Slika C. Pomeranja



Slika D. Deformacije



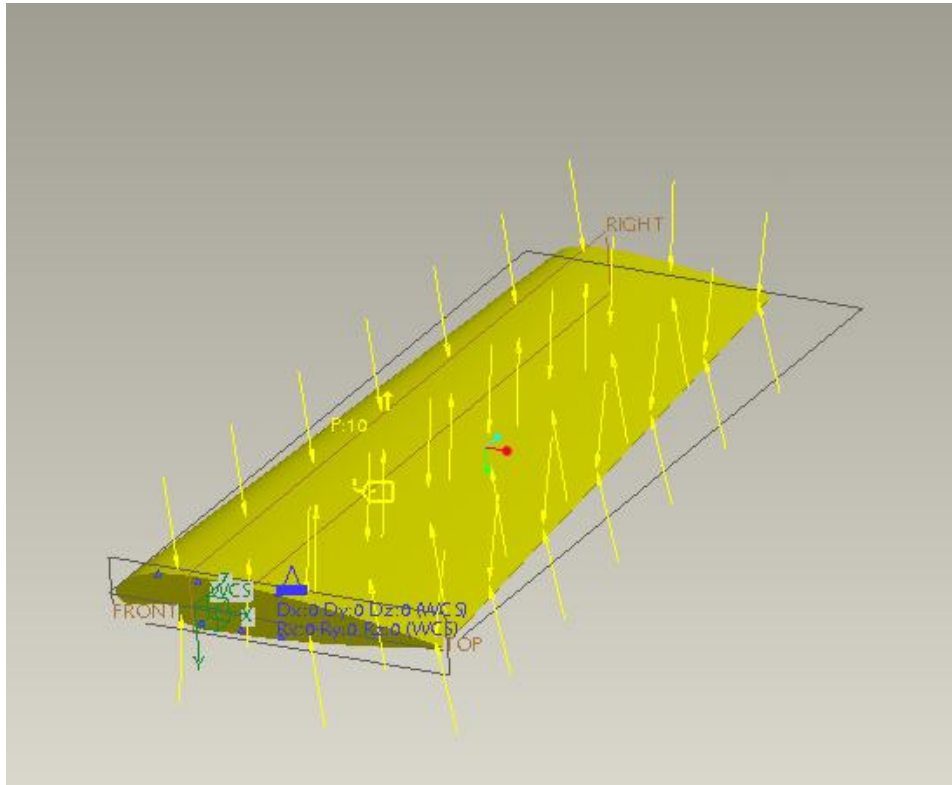
Slika E. Energija deformacije

Prilog 3

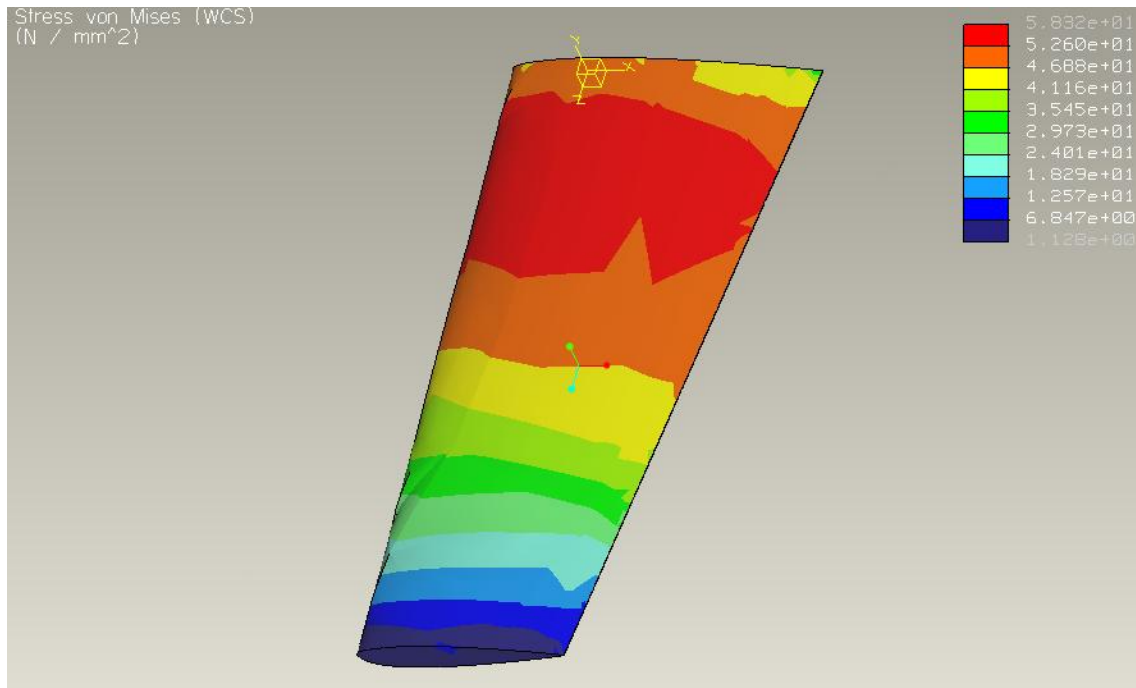
Numerička analiza aeroprofila od kompozitnog laminata T300/914 pod dejstvom pritisknog opterećenja (10 MPa) u programu Pro/Engineer

Dinamička analiza

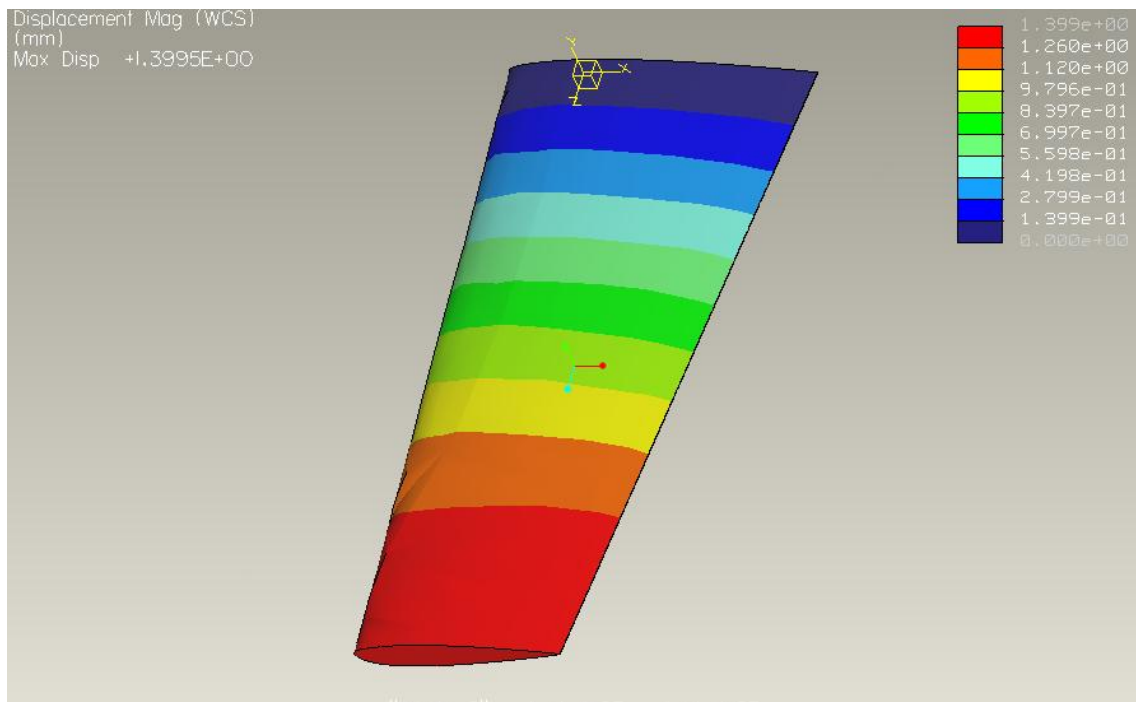
Udar



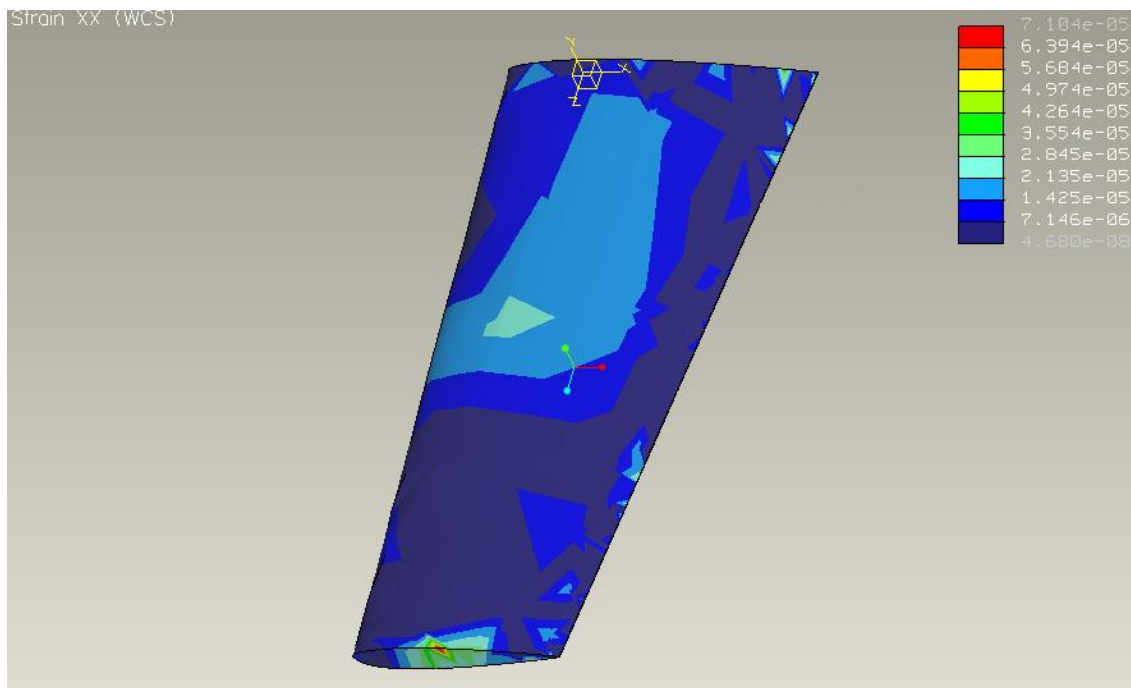
Slika F. Model; granični uslovi, opterećenja



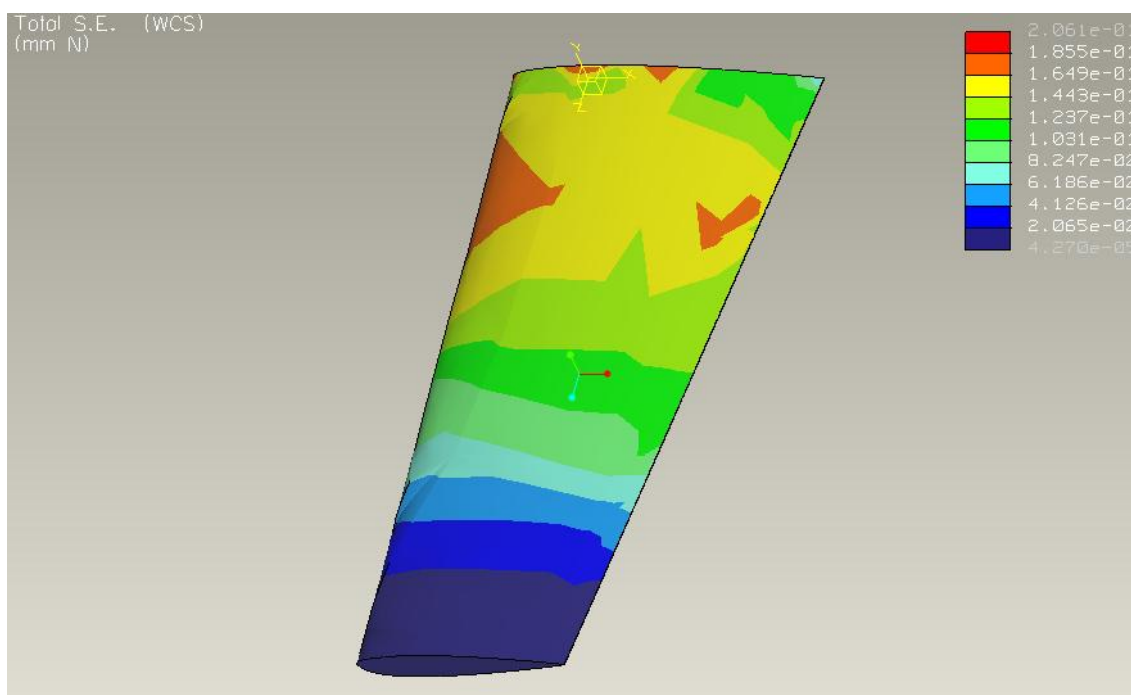
Slika G. Naponi (von Mises)



Slika H. Pomeranja



Slika I. Deformacije



Slika J. Energija deformacije

Biografija

Dragan Kreculj rođen je 7. 7. 1975. god. u Beogradu. Završio je Petu beogradsku gimnaziju prirodno-matematičkog smera.

1995. god. upisao je Mašinski fakultet u Beogradu, a diplomirao je 11. 09. 2000.

god. na grupi za vazduhoplovstvo sa srednjom ocenom 8.19 i diplomskim radom iz predmeta Aerodinamika sa temom „Primena metode karakteristika u proučavanju supersoničnih strujnih polja“ ocenjenom ocenom 10.

2000. god. upisuje magistarske studije na Mašinskom fakultetu u Beogradu, odsek Vazduhoplovstvo (grupa Čvrstoća letelica). Dana 14. 05. 2008. god. odbranio je magistarski rad „Analiza oštećenja vazduhoplovnih konstrukcija od kompozitnih materijala“ i stekao akademsku titulu – magistar tehničkih nauka u oblasti mašinstva.

Od 2003. god. je na Tehničkom fakultetu u Čačku (smer Tehnika i informatika), na kom diplomira 30. septembra 2004. god. i stiče zvanje profesor tehnike i informatike.

U periodu od 01.03.2009 - 05.04.2009. god. bio je na stručnom usavršavanju iz oblasti Structural Design by Experiments (Methods and Tools of Experimental Aided Design) u organizaciji Mašinskog fakulteta Univerziteta Bolonja u Bertinoru (Italija).

Od oktobra 2000. - oktobra 2001. god. radio je u GSP Beograd, kao inženjer saradnik na održavanju vozila.

U vremenu od marta 2004. - avgusta 2007. god. bio je zaposlen u osnovnoj školi "Laza Kostić" Novi Beograd, kao profesor tehničkog obrazovanja.

Od septembra 2007. god. radi u osnovnoj školi "Jovan Sterija Popović" Novi Beograd, kao profesor tehničkog i informatičkog obrazovanja.

Izjava o autorstvu

Potpisani: Dragan Kreculj

Izjavljujem

da je doktorska disertacija pod naslovom:

MODELIRANJE UDARNOG OŠTEĆENJA U LAMINIRANIM KOMPOZITNIM STRUKTURAMA

- rezultat sopstvenog istraživačkog rada,
- da predložena disertacija u celini ni u delovima nije bila predložena za dobijanje bilo koje diplome prema studijskim programima drugih visokoškolskih ustanova,
- da su rezultati korektno navedeni i
- da nisam kršio autorska prava i koristio intelektualnu svojinu drugih lica.

Potpis doktoranda

U Beogradu, 13.05.2013.

Dragan Kreculj

Izjava o istovetnosti štampane i elektronske verzije doktorskog rada

Ime i prezime autora: Dragan Kreculj

Studijski program: Mašinstvo-vazduhoplovstvo

Naslov rada: **MODELIRANJE UDARNOG OŠTEĆENJA U LAMINIRANIM
KOMPOZITNIM STRUKTURAMA**

Mentor: Prof. dr Boško Rašuo

Potpisani Dragan Kreculj

Izjavljujem da je štampana verzija mog doktorskog rada istovetna elektronskoj verziji koju sam predao za objavljivanje na portalu **Digitalnog repozitorijuma Univerziteta u Beogradu**.

Dozvoljavam da se objave moji lični podaci vezani za dobijanje akademskog zvanja doktora nauka, kao što su ime i prezime, godina i mesto rođenja i datum odbrane rada.

Ovi lični podaci mogu se objaviti na mrežnim stranicama digitalne biblioteke, u elektronskom katalogu i u publikacijama Univerziteta u Beogradu.

Potpis doktoranda

U Beogradu, 13.05.2013.

Dragan Kreculj

Izjava o korišćenju

Ovlašćujem Univerzitetsku biblioteku „Svetozar Marković“ da u Digitalni repozitorijum Univerziteta u Beogradu unese moju doktorsku disertaciju pod naslovom:

MODELIRANJE UDARNOG OŠTEĆENJA U LAMINIRANIM KOMPOZITNIM STRUKTURAMA

koja je moje autorsko delo.

Disertaciju sa svim prilogima predao sam u elektronskom formatu pogodnom za trajno arhiviranje.

Moju doktorsku disertaciju pohranjenu u Digitalni repozitorijum Univerziteta u Beogradu mogu da koriste svi koji poštuju odredbe sadržane u odabranom tipu licence Kreativne zajednice (Creative Commons) za koju sam se odlučio.

1. Autorstvo

2. Autorstvo - nekomercijalno
3. Autorstvo – nekomercijalno – bez prerade
4. Autorstvo – nekomercijalno – deliti pod istim uslovima
5. Autorstvo – bez prerade
6. Autorstvo – deliti pod istim uslovima

Potpis doktoranda

U Beogradu, 13.05.2013.

Dragan Kreculj